

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
Факультет інформатики та обчислювальної техніки
Кафедра автоматики та управління в технічних системах

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Олександр РОЛІК

«__» _____ 20__р.

Дипломний проєкт

на здобуття ступеня бакалавра

за освітньо-професійною програмою «Комп'ютеризовані системи управління»
спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»
на тему: «Система керування літаком в умовах турбулентності»

Виконав (-ла):

студент (-ка) IV курсу, групи ІА-61

Капченко Поліна Володимирівна _____

Керівник:

Доцент кафедри АУТС, к.т.н., доцент

Репнікова Наталія Борисівна _____

Консультант з :

Рецензент:

Доцент кафедри АСОіУ, к.т.н., доцент

Жданова Олена Григорівна _____

Засвідчую, що у цьому дипломному проєкті немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.

Студент (-ка) _____

Київ – 2020 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Факультет інформатики та обчислювальної техніки
Кафедра автоматики та управління в технічних системах
Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)
Спеціальність – 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»
Освітньо-професійна програма «Комп'ютеризовані системи управління»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Олександр РОЛІК

«__» _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студенту

Капченко Поліни Володимирівни

1. Тема проєкту «Система керування літаком в умовах турбулентності», керівник проєкту Репнікова Наталія Борисівна к.т.н, доцент, затверджені наказом по університету від «07»травня 2020 р. №1081
2. Термін подання студентом проєкту 9 червня 2020 року
3. Вихідні дані до проєкту основні види турбулентності, система керування курсу : 0 помилка, 0 % перерегулювання , час перехідного процесу до 1 с
4. Зміст пояснювальної записки огляд існуючих рішень, розроблення схеми електричної структурної, розроблення схеми електричної функціональної, синтез

регуляторів, розроблення моделі стабілізації дрижання крила за умов турбулентності

5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо) схема електрична структурна, схема електрична функціональна, часові характеристики, модель стабілізації дрижання крила.

6. Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

7. Дата видачі завдання _____ 30 квітня 2020 року

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1	Огляд існуючих рішень	04.05.2020 р.	
2	Розроблення схеми електричної структурної	11.05.2020 р.	
3	Розроблення схеми електричної функціональної	14.05.2020 р.	
4	Розроблення математичної моделі	18.05.2020 р.	
5	Аналіз результатів моделювання	21.05.2020 р.	
6	Оформлення текстової документації	09.06.2020 р.	

Студент

Поліна КАПЧЕНКО

Керівник

Наталія РЕПНІКОВА

АНОТАЦІЯ

Капченко П. В. Система керування літаком в умовах турбулентності.
КПІ ім. Ігоря Сікорського, Київ, 2020.

Проект містить 61 с. тексту, 47 рисунків, 2 таблиці, 15 літературних джерел.

Ключові слова: автопілот літака, турбулентність, система стабілізації дрижання крила, лідар.

Об'єктом дослідження є літак в умовах турбулентності.

Метою бакалаврського проекту є стабілізація літального апарату в умовах турбулентності.

Дипломний проект присвячено дослідженню та розробленню системи, що забезпечує підвищення рівня комфорту для пасажирів літака під час проходження зони турбулентності. Принцип роботи системи засновано на аналізі даних повітря отриманих з лідару. Розроблені структурна та функціональна схеми системи, а також виконане моделювання підсистеми стабілізації дрижання крила. Виконаний синтез цифрового регулятора методом бажаних передавальних функцій, який забезпечує задану якість. Досліджена підсистема стабілізації дрижання крила в умовах турбулентності.

SUMMARY

Kapchenko P. Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute, Kyiv, 2020.

The project contains 61 p. of text, 47 images, 2 tables, 15 references

Keywords: aircraft autopilot, turbulence, system of flutter suppression, lidar.

The object of development is aircraft in turbulent conditions.

The purpose of the bachelor's project is stabilization of the aircraft in turbulent conditions.

The diploma project is devoted to the research and development of a system that provides an increase the level of passengers comfort passengers in the aircraft during the passage of the turbulence zone. The principle of operation of the system is based on the analysis of air data obtained from lidar. Structural and functional schemes of the system are developed, and modeling of a subsystem of stabilization of flutter suppression is executed. The synthesis of a digital controller by the method of the desired transfer functions, which provided the set quality. The subsystem of stabilization of flutter suppression in the turbulent conditions is investigated.

Пояснювальна записка
до дипломного проєкту
на тему: «Система керування літаком в умовах
турбулентності»

Київ – 2020 року

ЗМІСТ

ВСТУП	4
1 АНАЛІЗ ПРЕДМЕТНОЇ ОБЛАСТІ ТА ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ РІШЕНЬ.....	6
1.1 Загальні відомості	6
1.2 Огляд існуючих рішень	6
1.2.1 Матриця активних актуаторів для крила.....	6
1.2.2 Проект «SafeAvio»	8
1.3 Порівняльний аналіз систем	11
2 ОПИС СИСТЕМИ ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНОГО КОМПЛЕКСУ	12
2.1 Опис структурної схеми пілотажно-навігаційного комплексу	12
2.2 Опис функціональної схеми пілотажно-навігаційного комплексу.....	15
3 СИНТЕЗ ЗАКОНІВ УПРАВЛІННЯ АВТОПІЛОТА.....	17
3.1 Виведення математичної моделі автопілоту	17
3.2 Z-перетворення системи автопілот	21
4 АНАЛІЗ СТІЙКОСТІ ТА ЯКОСТІ ЦИФРОВОЇ СИСТЕМИ АВТОПІЛОТА	25
4.1 Аналіз стійкості.....	25
4.2 Аналіз якості	28
5 СИНТЕЗ РЕГУЛЯТОРА ДЛЯ ЦИФРОВОЇ СИСТЕМИ.....	32
5.1 Синтез цифрової системи методом вибору бажаних передавальних функцій	32
5.2 Синтез цифрового ПД-регулятора	34
6 ПРОГРАМНА РЕАЛІЗАЦІЯ РЕГУЛЯТОРА.....	38
7 ДОСЛІДЖЕННЯ УМОВ СТАБІЛІЗАЦІЇ ЛІТАКУ В ЗОНІ ТУРБУЛЕНТНОСТІ.....	41
7.1 Класифікація про турбулентності за інтенсивністю	41

					<i>IA61.1105AK.002.ПЗ</i>		
	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>					
<i>Розробив</i>	<i>Капченко</i>				<i>Система керування літаком в умовах турбулентності.</i> <i>Пояснювальна записка</i>	<i>Літ.</i>	<i>Лист.</i>
	<i>Репнікова</i>						
<i>Н. контр.</i>					<i>КПІ ім. Ізоря Сікорського</i> <i>ФІОТ</i>		
<i>Затв.</i>							
						<i>2</i>	<i>61</i>

7.2 Аналіз причин появи турбулентності	42
7.2.1 Механічна турбулентність	42
7.2.2 Термічна (конвективна) турбулентність.....	43
7.2.3. Турбулентність у фронтальній зоні.....	45
7.2.4 Пориви вітру	45
7.3 Особливі види турбулентності	47
7.3.1 Турбулентність ясного неба (ТЯН)	47
7.3.2 Турбулентність та грози	47
7.4 Аналіз методів забезпечення стабілізації літака в умовах турбулентності	48
7.4.1 Методи уникнення зон турбулентності	48
7.5 Аналіз методу системи стабілізації «дрижачого крила»	52
7.5.1 Тестування моделі.....	53
ВИСНОВКИ.....	59
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	60

ВСТУП

Авіатранспорт став невід'ємною частиною світової взаємодії. Все більше людей почало подорожувати завдяки авіасполученню. Більшість побутових товарів, сировини та іншого доставляється повітрям. Тяжко уявити життя тепер без авіатранспорту, але є ряд причин через які люди бояться пересуватись за допомогою літаків, незважаючи на те, що це найбільш безпечний транспорт. Ймовірність загинути внаслідок авіакатастрофи у світі дорівнює 1 до 10 мільйонів 989 тисяч рейсів, якщо ж брати тільки західні країни, то ймовірність шокуєча – близько 1 до 23 мільйонів [1].

Причинами побоювань пасажирів часто стає не тільки висота, а й турбулентність, але частіше всього, вони навіть не здогадуються, що саме стоїть за цим словом. Турбулентність - це розхитування літака, які викликані вихровими потоками вітру, повітря знаходиться в стані постійної зміни температур, тиску, швидкості та напрямку руху вітру, через це змінюється і щільність повітряних шарів, а на перетині цих шарів утворюється так звана турбулентна зона [2]. Через виникнення даного явища часто виникають деякі поштових інколи ледь помітні, інколи настільки масштабні, що літак може вийти з під контролю, але випадки екстремальної турбулентності скоріше виключення, ніж правило. Насправді, турбулентність може виникнути з різних причин і тому за типом виникнення її можна поділити на декілька видів і майже всі види можуть бути спрогнозованими метеорологами. Однак, розрізняють такий вид як турбулентність ясного неба (ТЯН), яку неможливо передбачити безпосередньо перед польотом.

Виробники літальних апаратів активно працюють над тим, щоб передбачення ТЯН було більш завчасним, ніж це є тепер. Для прогнозування використовують і різні лідари, і деякі додаткові модифікації у конструкції літаку, але перші установки для покращення цього процесу були досить громіздкими, а вдосконалені нові ще не всі протестовані.

					IA61.110BAK.002.ПЗ	Лист
						4
Зм.	Лист	№ док-м.	Підпис			

Кожен з розробників намагається представити як можна кращу установку, яка б більш точно ніж інші передбачала можливе потрапляння в зону турбулентності ясного неба або ж як можна краще покращувала умови перебування в ній, але проблема все ще залишається актуальною і сьогодні.

Метою бакалаврського проекту є стабілізація літального апарату в умовах турбулентності.

Для досягнення поставленої мети були сформульовані та вирішені наступні задачі:

- огляд та аналіз існуючих рішень;
- розроблення схеми структурної;
- розроблення схеми функціональної;
- розробка математичної моделі та отримання цифрової моделі об'єкта керування;
- аналіз показників якості цифрової системи;
- синтез цифрового регулятора;
- експериментальні дослідження стабілізації «дрижання крила» в турбулентних умовах.

Об'єктом дослідження є літак в умовах турбулентності.

Предметом дослідження є система керування літаком в умовах турбулентності.

В роботі були використані наступні методи дослідження:

- Z-перетворення, для отримання цифрової моделі системи стабілізації дрижання крила ;
- Синтез цифрового регулятора методом бажаних передавальних функцій та ПД-регулятора.

1 АНАЛІЗ ПРЕДМЕТНОЇ ОБЛАСТІ ТА ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ РІШЕНЬ

1.1 Загальні відомості

З розвитком технологій управління літаками стало настільки автоматизованим, що може здатись, що пілот і зовсім не потрібен, адже , з багатьма задачами тепер справляється автопілот.

Однак, керування літаком неможливо передати «в руки» тільки автопілоту. Посадка і приземлення досі є під контролем пілотів, а також екіпаж необхідний в разі відмови автопілоту.

Так для проходження зони турбулентності пілоти консультуються з кількома джерелами інформації. Вони отримують прогнози погоди та звіти перед польотами та інформацією в режимі реального часу від інших пілотів та диспетчерів повітряного руху посеред польоту. Використовуючи ці дані, вони можуть визначити, яких ділянок неба та висот слід уникати і можуть переймати на себе керування в разі екстремальних ситуацій.

Хоч і автопілот може справитись з задачею стабілізації під час незначних поштовхів у випадку турбулентності і навіть може автоматично відчутти турбулентність в момент удару і повідомити деталі на землю.

1.2 Огляд існуючих рішень

1.2.1 Матриця активних актуаторів для крила

Російські вчені з Санкт-Петербурга розробили систему активних пластинок на крилі літаку, які самостійно змінюють просторове положення в залежності від тиску повітря.

Розробники пропонують покривати поверхню крила матрицею активних комірок, кожна з яких буде оснащена датчиком тиску, мікрокомп'ютером і пластиною-крильцем , так званим «пером», з електроприводом. Під час виникнення турбулентності «перо» починає рухатись і змінює свій нахил

					IA61.110BAK.002.ПЗ	Лист
						6
Зм.	Лист	№ док.м.	Підпис			

відносно крила, компенсуючи виникнення неоднорідності тиску повітря. Для управління системою «пір'я» не потрібно центрального комп'ютера, а самі пристрої об'єднані в мережу і підлаштовуються один під одного (Рисунок 1.1).

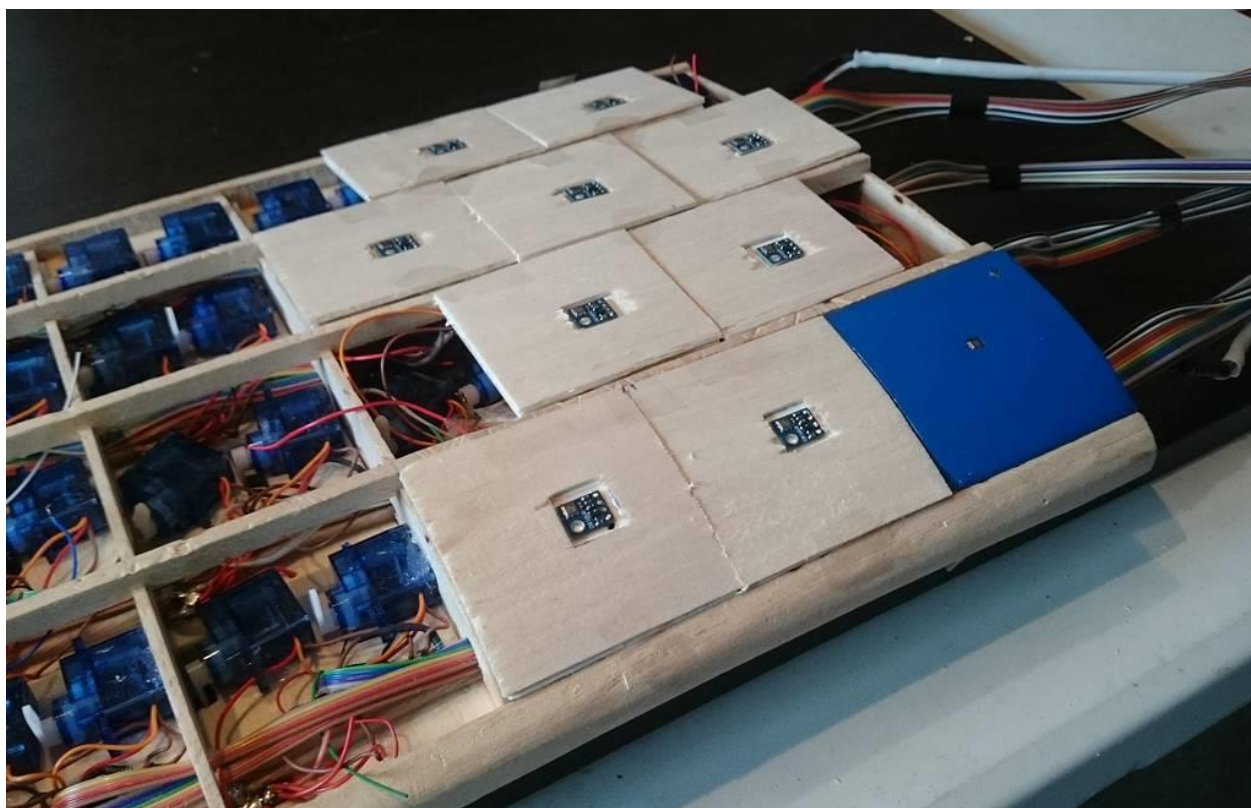


Рисунок 1.1 – Крило з системою «пір'я» [2]

Якщо атмосферний тиск на них трохи більший, то вони трішечки підіймаються, якщо нижче – трохи опускаються. Таким чином, виходить так, що на всіх елементах крила відбуваються зв'язані процеси і підлаштовуються під будь-який потік вітру.

Дану технологію вчені «підгледіли» в природі. У акул, косаток, дельфінів та інших великих морських тварин при плаванні з великою швидкістю теж починається вібрація поверхні шкіри, яка запобігає переходу руху в турбулентний режим. Дослідження дельфінів в гідродинамічній трубі показало, що під час руху потік рідини навколо дельфіна залишається ламінарним, тобто ніяких турбулентних потоків не виникає. Як з'ясувалося, під час руху у воді на товстій пружну шкіру дельфіна пробігають складки.

Вони виникають в точності в ті моменти, коли навколишній потік ось-ось повинен перетворитися з ламінарного в турбулентний. Саме в цей момент на шкірі виникає «хвиля, що біжить», яка гасить утворюються завихрення.

Цей біологічний механізм інженери згодом стали повторювати в суднобудуванні, авіабудуванні, при будівництві нафтопроводів і т.д. Однак активні актуатори на крилах під керуванням мікрокомп'ютерів - це принципово новий рівень розробки.

Дана технологія вже протестована на безпілотних апаратах з розмахом крила в 1 метр і готують покращену версію для розмаху крил в 2 метри. Однак, дана технологія все ще на етапі розробки.

1.2.2 Проект «SafeAvio»

Японське агентство аерокосмічних досліджень(JAXA) працює над технологією розпізнавання «невидимої турбулентності», яка буде протестована на літальних апаратах компанії Boeing.

JAXA розробило новий лідар, або ж систему виявлення дальності світла, яка складається з чотирьох частин: оптичної антени, датчика, процесора сигналу та пристрою охолодження. Антена має телескопічний пристрій, схожий на очі (Рисунок 1.2).

Після розрахунків вирішили, що лідар (Рисунок 1.3) буде встановлений біля вантажних дверей Boeing 777

Система зможе «стріляти» лазерними променями, які невидимі для людського ока над лівим крилом літака та на площину попереду. Очікується, що аерозольні частинки у повітрі відбиватимуть світло від пучків товщиною 150 мм.

Потім система аналізує, наскільки активно рухається відбите світло, і обчислює, в якому напрямку і якої довжини є зона турбулентності попереду. Система може виявити сильні рухи повітря, які мають протяжність від 100 метрів до 200 метрів.

У попередньому експерименті вага даного приладу складала 83.7кг і успішно була розпізнана турбулентність ясного неба на відстані 17.5км від літаку.

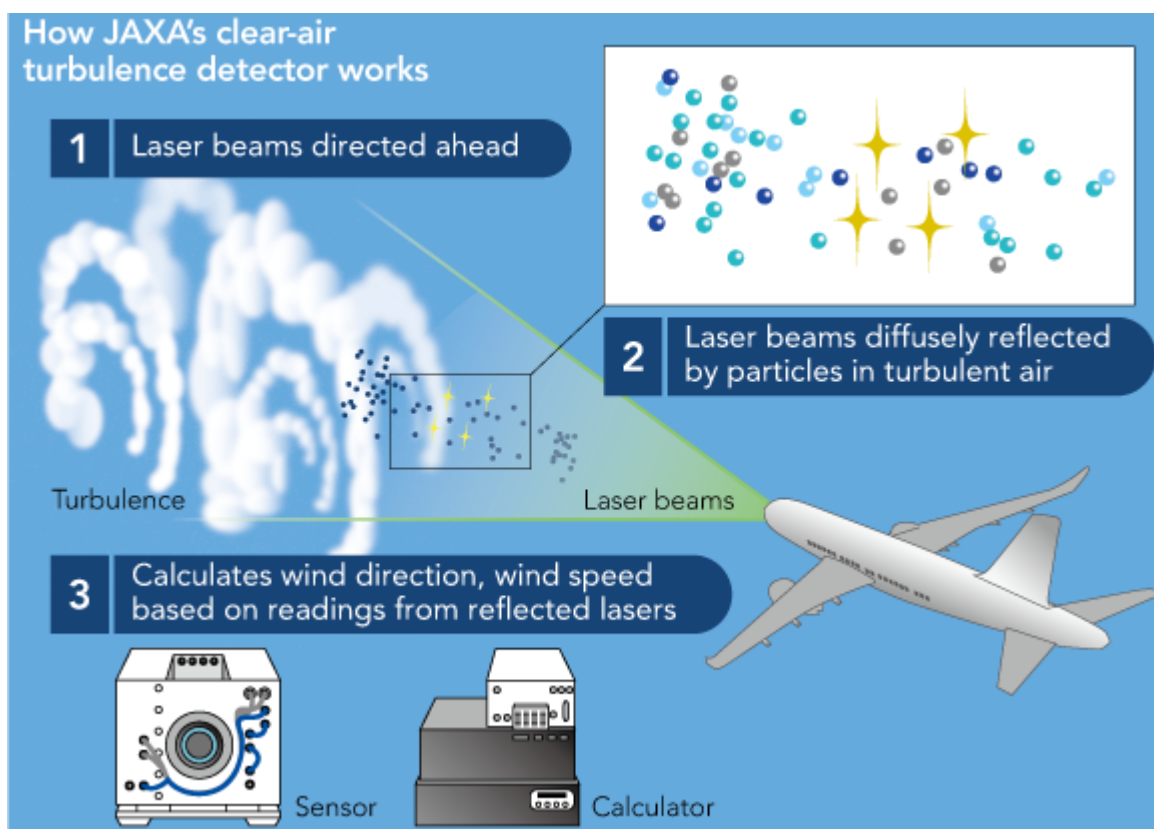


Рисунок 1.2 – Система виявлення ТЯН [3]

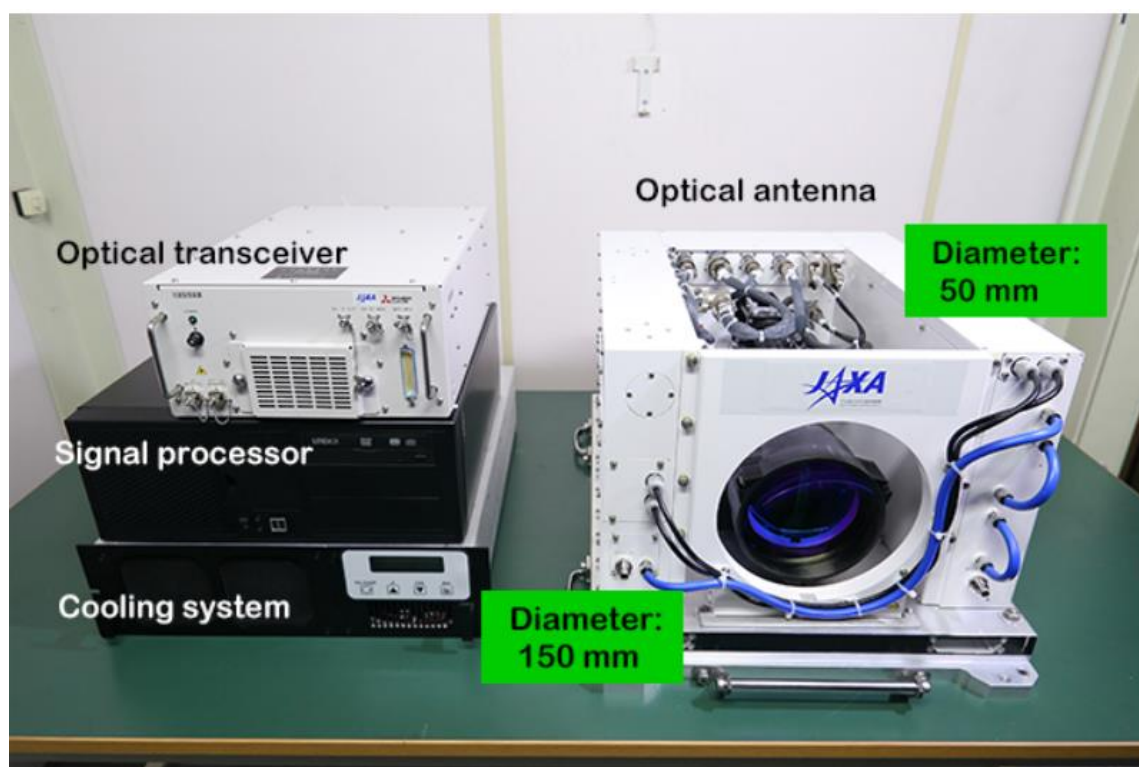


Рисунок 1.3 – Лідар, який поміщається на борт літаку[3]

Зм.	Лист	№ докум.	Підпис	

IA61.110БАК.002.ПЗ

Лист

9

Подібні прилади вже є доступними в США та Європі, але їхня вага є значно більшою (від 200 до 300кг) і радіус їхньої дії значно менший - 10км . На відміну від японських розробників , які використовують непомітні для людського ока промені . Вони використовують ультрафіолетові промені, щоб розпізнати турбулентність.

На основі даного лідару, розробники JAXA розробляють систему стабілізації стану літака в зоні турбулентності [3].

На рисунку 1.4 показана основна концепція управління пом'якшенням поривів для поздовжнього руху з використанням попередньої інформації про пориви. Система управління складається з звичайного управління зворотним зв'язком та компенсації подачі попереднього перегляду. Річ у тім, що швидкість вітру, виміряна лідаром перед поточним положенням літака, може розглядатися як швидкість перед поточним кроком часу. Наприклад, майбутня вертикальна швидкість пориву через T секунди вимірюється як вертикальна швидкість пориву на $T \times V$ метрів попереду поточного положення літака, де V - швидкість руху повітряного судна. Таким чином, техніка контролю попереднього перегляду доступна за допомогою системи лідар.

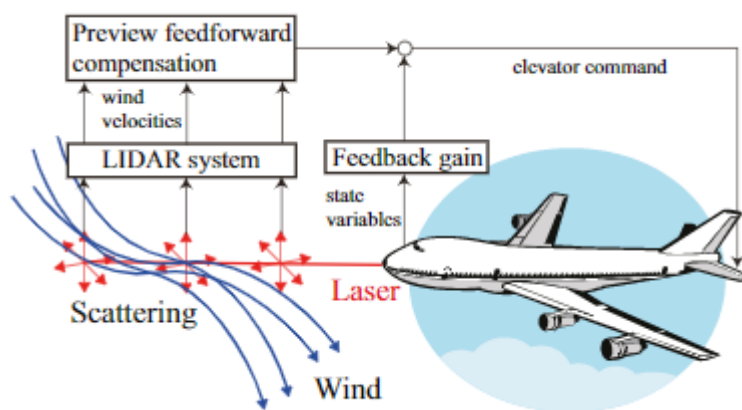


Рисунок 1.4 - Основна концепція управління пом'якшенням поривів для поздовжнього руху [4]

1.3 Порівняльний аналіз систем

На даному етапі існує не так багато рішень для стабілізації положення літаку під час проходження зони турбулентності, цей напрям у авіації потребує великого розвитку.

Якщо ж порівняти розробки російських вчених та японських, то явно виражену перевагу мають розробити JAXA, адже їхні лідари вже протестовані в пасажирських літаках Boeing 777 і показала досить добрі результати. В той час як матриця актуаторів протестована лише на безпілотних літаках і не зрозуміло як швидко вони дійдуть до пасажирських літаків, які є важчими і з більшим розмахом крил.

					<i>IA61.110BAK.002.ПЗ</i>	Лист
						11
Зм.	Лист	№ док-м.	Підпис			

2 ОПИС СИСТЕМИ ПІЛОТАЖНО-НАВІГАЦІЙНОГО КОМПЛЕКСУ

Багато літаків оснащені автопілотами, однак, невеликі літаки досі керуються вручну. Автопілотом називають прилад, який може впливати на управляючі органи літаку (руль висоти, руль напрямку та елерони) і забезпечувати автоматичне керування.

Завдяки автопілоту відбувається майже все керування літаку, однак є ряд ситуацій, коли літак переходить в режим ручного керування. Одним з таких випадків може бути зона турбулентності та інші екстрені ситуації. Тому, для дослідження руху літаку в турбулентній зоні та стабілізації його положення потрібно розуміти принцип роботи автопілоту.

Розглянемо структурну та функціональну схеми для пасажирського літаку оснащеним автопілотом.

2.1 Опис структурної схеми пілотажно-навігаційного комплексу

Основною задачею побудови структурної схеми є відображення загальної структури пристрою, тобто його основних блоків, вузлів, частин та головних зв'язків між ними.

Виходячи з технічного завдання проекту і результатів досліджень різних подібних систем, була розроблена структурна схема пілотажно-навігаційного комплексу, який включає в себе ряд систем, об'єднаних в єдиний комплекс, і в тому числі системи, що забезпечують вирішення навігаційних завдань і управління польотом. Для передачі, відображення польоту та обміну інформації комплекс містить багаточисленну кількість приладів та ліній зв'язку, які не вказані на схемі.

Креслення електричної схеми структурної подано на кресленику ІА61.110БАК.003.Э1

					ІА61.110БАК.002.ПЗ	Лист
						12
Зм.	Лист	№ док.м.	Підпис			

Умовно можна поділити схему на декілька контурів. До першого контуру відносяться :

- блок «Рулі»;
- блок «Двигун».

До другого контуру відноситься пілотажно-навігаційний комплекс, який містить в собі такі блоки :

- блок «Обчислювач пілотажно-навігаційного комплексу»;
- блок «Датчики первинної інформації системи»;
- блок «Датчики первинної інформації автономні»;
- блок «Автопілот»;
- блок «Ручне керування» ;
- блок «Сервоприводи».

Пілотажно-навігаційний комплекс забезпечує комплекс рішень для двох груп задач : навігації та управління літальним апаратом. Забезпечує комплекс автоматичне та напіваавтоматичне керування.

Блоки «Рулі» і «Двигуни» відповідають за об'єкти керування.

Блок «Датчики первинної інформації автономні» - це параметри польоту такі як висота, кути, кутові швидкості, перенавантаження та інші.

Блок «Датчики первинної інформації системи» - це сигнали GPS, VOR,DME . VOR – система передавачів для навігації повітряних суден. DME – система визначення відстані від радіопередавача до об'єкта на основі визначення затримки часу поширення радіохвиль. GPS- система глобального позиціонування.

Блок «Обчислювач пілотажно-навігаційного комплексу» вирішує задачі навігаційного характеру, в тому числі і контроль нештатних ситуацій.

Блок «Автопілот» відповідає за автоматичне керування літаком в заданих умовах. В складі автопілоту можна виділити ряд основних агрегатів, які виконують певні функції (Рисунок 2.1) . Пульти управління і рукоятки управління – це прилади, якими виіконується оперативне управління автопілотом і управління літальним апаратом через автопілот.

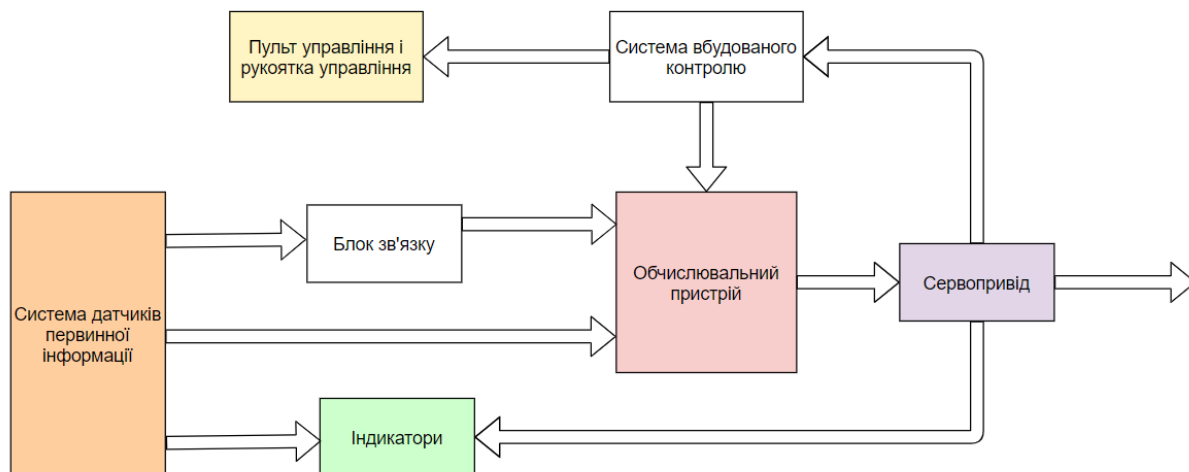


Рисунок 2.1 – Блок- схема АП

Система вбудованого контролю – це об’єднання спеціальних приладів, які вимірюють параметри процесу управління і руху літального апарату. Система датчиків відповідає за первинну інформацію (кути, кутові швидкості і тд). Блок зв’язку – агрегат, який узгоджує вихідні характеристики взаємодіючих з автопілотом систем і первинних датчиків з вхідними характеристиками автопілота. Обчислювальний прилад , виконує логічно-розрахункові операції і операційно-функціональні перетворення з сигналами системи датчиків первинної інформації і обробляє управляючі сигнали в автопілоті у відповідність з реалізованим в ньому законом управління. Сервопривід автопілота – виконавчий механізм , силова слідкуюча система, яка призначення для переміщення органу управління літальним апаратом. Індикатори, сигнальні, вимірювальні і командні прилади, які забезпечують передачу якісної і кількісної інформації про умови польоту літального апарату та технічного стану автопілота.

Блок «Сервоприводи». Сервопривод (також сервомеханізм, серводвигун) – це пристрій в системах автоматичного регулювання, що за рахунок енергії допоміжного джерела здійснює механічне переміщення регулюючого органу відповідно до отримуваних від системи керування сигналів.Тобто, міняється положення регулюючого органу (важеля, кнопки, перемикача) — потік матеріалу або енергії, що поступає на об’єкт дії, міняється і в результаті

виконується дія на робочі машини або механізми, змінюється стан робочого об'єкта [5].

В разі виникнення нештатних ситуацій «Обчислювач пілотажно-навігаційного комплексу» показує сповіщення і керування може перейти в руки пілотів , за ручне керування відповідає блок «Ручне керування». До нештатних ситуацій також може відноситись і турбулентність, особливо якщо її інтенсивність є тяжкою або екстремальною.

2.2 Опис функціональної схеми пілотажно-навігаційного комплексу

Схема функціональна – схема, що роз'яснює певні процеси, які протікають в окремих функціональних вузлах виробу або у виробі в цілому.

Креслення електричної схеми функціональної подано на кресленику ІА61.110БАК.004.Э2

Перед польотом задаються відповідні значення в автопілот, які відповідають координатам польоту, де визначається точний маршрут курс всього польоту цілком. Початком керують безпосередньо пілоти, які здійснюють зліт та завжди контролюють параметри за допомогою комп'ютеру літака і в разі чого можуть перейняти на ручне керування і використовувати сенсорне управління. Також, якщо відбувається зміна точки приземлення, вводяться нові значення до системи.

Кожен канал управляє своєю аеродинамічною поверхнею літаку: по крену – елерони , по тангажа – руль висоти , по направленню – направлення.

Тример або компенсатора (Рисунок 2.3) , це невелика поверхня в хвостовій частині руля або елерону літального апарату, яка відповідає за часткову або повну аеродинамічну компенсацію і стабілізує літак в конкретному бажаному положенні без потреби постійного керування. Основою курсової системи є гіроскопічний датчик курсу - курсовий гіроскоп, періодичне виправлення показань якого здійснюється за допомогою магнітного або астрономічного датчика (коректора) курсу.

					ІА61.110БАК.002.ПЗ	Лист
						15
Зм.	Лист	№ док.м.	Підпис			



Рисунок 2.2 – Кути нахилу літака (тангаж, крен, рискання)



Рисунок 2.3 – Керуючі аеродинамічні поверхні

Для зменшення похибок при вимірюванні курсу, що викликаються креном, курсової гіроскоп пов'язаний з центральною гіровертикаллю; для зменшення помилок в курсі за рахунок прискорень він отримує сигнали від вимикача корекції, а щоб уникнути похибки за рахунок обертання Землі, в нього вручну вводиться сигнал, пропорційний географічній широті місцезнаходження літака. Залежно від розв'язуваних завдань і умов польоту курсова система може працювати в одному з трьох режимів: гірополукомпасу, магнітної корекції, астрономічної корекції. До основних датчиків руху, також відноситься гіроскоп швидкості - це тип гіроскопа, який замість вказівки напрямку вказує на швидкість зміни кута з часом. До допоміжних датчиків відносяться: астрокомпас, вимірювач швидкості, вимірювач висоти, навігаційний автомат.

3 СИНТЕЗ ЗАКОНІВ УПРАВЛІННЯ АВТОПІЛОТА

Під законом управління для автопілота зазвичай маю на увазі залежність між зміною вхідних і вихідних координат. В залежності від типу зворотного зв'язку, який застосовується, в сервоприводі, автопілоти розділяють на статичні та астатичні. В статичних, кожному положенню виконавчого органу відповідає відповідне значення параметра, який регулюється, а в астатичних, швидкість виконавчого органу однозначно зв'язна з параметром, який регулюється.

Кутому тангажу називається кут, який утворюється між продольною віссю літального апарату та горизонтальною площиною. Продольний рух літаку визначається зміною кута тангажа, то ж система управління кутом тангажа літаку потрібна для підтримання курсу за заданою траєкторією.

3.1 Виведення математичної моделі автопілота

Модель автоматичного управління кутом тангажа з жорстким зворотним зв'язком. Потрібно записати закон управління у випадку статичного автопілота [6]:

$$\delta_B = k_\vartheta (\vartheta - \vartheta_3) + \frac{1}{p + n_{22}} (k_{\dot{\vartheta}} + p k_{\ddot{\vartheta}}) p \vartheta,$$

де ϑ_3 – задане число куту тангажа; $k_\vartheta, k_{\dot{\vartheta}}, k_{\ddot{\vartheta}}$ – коефіцієнти закону управління (передавальні числа).

З рівняння шляхом перетворення Лапласа при нульових початкових умовах, отримано передавальну функцію літака по куту тангажа ϑ при управлінні рулем висоти δ_B

$$H_{\vartheta\delta_B}(s) = \frac{\vartheta(s)}{\delta_B(s)} = \frac{-n_B(s + n_{22})}{(s^2 + 2d_0\omega_0 s + \omega_0^2)s},$$

де $\omega_0^2 = n_{32} + n_{22}n_{33}$; $2d_0\omega_0 = n_0 + n_{22} + n_{33}$; $n_{22}, n_0, n_{32}, n_{33}, n_B$ – безрозмірні коефіцієнти, які залежать від конструкції літаку

У випадку короткоперіодичного руху літаку по куту атаки і тангажа при горизонтальному польоті рівняння руху має вигляд [7] :

$$\begin{aligned}(s + n_{22})\alpha - p\vartheta &= f_2, \\ (n_0 p + n_{32})\alpha + (s^2 + n_{33}s)\vartheta &= -n_B\delta_B + f_3,\end{aligned}$$

де $n_{22}, n_0, n_{32}, n_{33}, n_B$ – безрозмірні коефіцієнти, які залежать від конструкції літаку, f_2, f_3 – зовнішні збурення, δ_B – відхилення руля висоти.

Структурна схема САУ кутом тангажа за допомогою статичного автопілоту з жорстким зворотним зв'язком зображена на рис 3.1 .

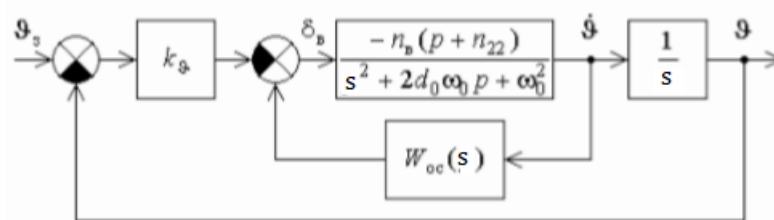


Рисунок 3.1 - Структурна схема САУ кутом тангажа за допомогою статичного автопілоту з ЖЗЗ

Необхідно вирішити систему сумісно з законом управління, після чого отримано рівняння замкнутої системи :

$$(s^3 + a_1 s^2 + a_2 s + a_3)\vartheta = (b_0 s + a_3)\vartheta_3 + (n_0 s + n_{32})f_2 + (s + n_{22})f_{33}.$$

Передавальна функція ЛА по кутовій швидкості тангажа :

$$W_{\dot{\vartheta}}(s) = \frac{\dot{\vartheta}(s)}{\delta_B(s)} = \frac{-n_B(s + n_{22})}{(s^2 + 2d_0\omega_0s + \omega_0^2)}.$$

Передавальна функція контуру сервоприводу:

$$W_{\text{сп}}(s) = 1.$$

Передавальна функція зворотного зв'язку:

$$W_{\text{ос}}(s) = \frac{1}{s + n_{22}}(k_{\dot{\vartheta}} + sk_{\ddot{\vartheta}}).$$

Передавальна функція внутрішньої підсистеми по кутовій швидкості тангажа[7,8]:

$$\Phi_{\dot{\vartheta}}(s) = \frac{-W_{\dot{\vartheta}}(s)}{1 - W_{\dot{\vartheta}}(s)W_{\text{ос}}(s)} = \frac{n_B(s + n_{22})}{s^2 + (2d_0\omega_0 + n_Bk_{\ddot{\vartheta}})s + \omega_0^2 + n_Bk_{\dot{\vartheta}}}.$$

Передавальна функція замкненої системи по куту тангажа має вигляд :

$$\Phi_{\vartheta}(s) = \frac{k_{\vartheta}\Phi_{\dot{\vartheta}}(s)}{s + k_{\vartheta}\Phi_{\dot{\vartheta}}(s)} = \frac{b_0s + a_3}{s^3 + a_1s^2 + a_2s + a_3}.$$

Так як різниця поліномів чисельника та знаменника передавальної функції системи , яка розглядається $\Phi_{\vartheta}(s)$, дорівнює двом, то передавальні функції системи представлені у вигляді:

$$\Phi_{\vartheta}^*(s) = \frac{W_{\vartheta}^*(s)}{1 + W_{\vartheta}^*(s)} = \frac{\omega^2}{s^2 + 2\xi\omega s + \omega^2},$$

$$W_{\vartheta}^*(s) = \frac{k}{s(\tau s + 1)},$$

де $W_{\vartheta}^*(s)$ – передавальна функція розімкненої систем [9].

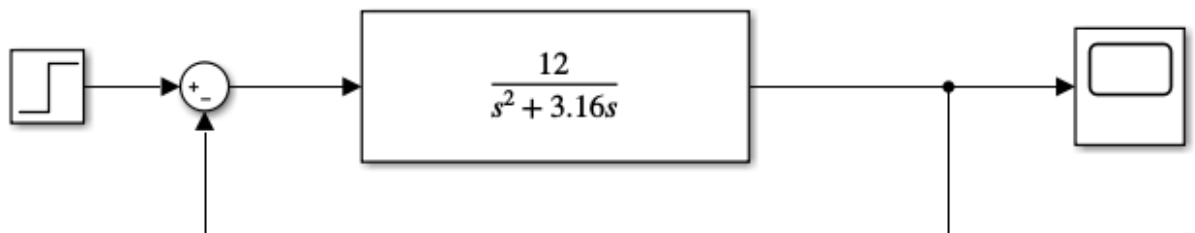


Рисунок 3.4 – Схема Matlab/Simulink передавальної функції

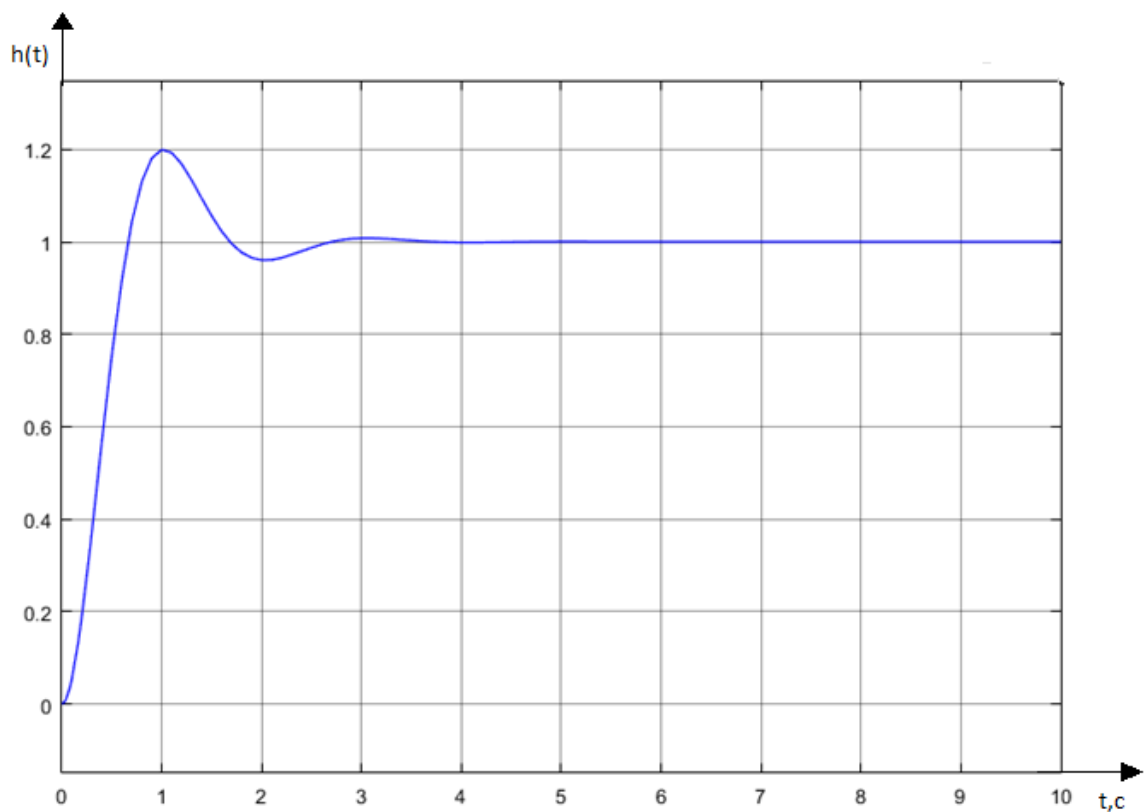


Рисунок 3.5 – Перехідний процес

3.2 Z-перетворення системи автопілот

Для виконання Z-перетворення дано передавальну функцію :

$$W_{БЧ} = \frac{12}{s^2 + 3.16s} ; (3.1)$$

Обчислити передавальну функцію приведеної безперервної частини:

$$W_{ПБЧ}(s) = \frac{1 - e^{-T_0 s}}{s} W_{БЧ}(s),$$

$$W_{ПБЧ} = \frac{z-1}{z} \mathbb{Z} \left\{ \frac{W_{БЧ}(s)}{s} \right\} = \frac{z-1}{z} \mathbb{Z} \left\{ \frac{12}{s(s^2 + 3.16s)} \right\} = 12 \frac{z-1}{z} \mathbb{Z} \left\{ \frac{1}{s(s^2 + 3.16s)} \right\}.$$

Розкласти $W_{БЧ}(s)$ на суму простих дробів:

$$W_{БЧ}(s) = \frac{A}{s^2} + \frac{B}{s} + \frac{C}{s + 3.16} = \frac{1}{s^2(s + 3.16)}.$$

Визначити коефіцієнти А, В та С:

$$\frac{A}{s^2} + \frac{B}{s} + \frac{C}{s + 3.16} = \frac{1}{s^2(s + 3.16)}.$$

Потрібно привести до спільного знаменника ліву частину та прирівняти до правої :

$$A(s + 3.16) + Bs(s + 3.16) + Cs^2 = 1,$$

$$\begin{vmatrix} s^2 \\ s \\ 1 \end{vmatrix} \begin{matrix} B + C = 0 \\ 3.16B + A = 0 \\ 3.16A = 1 \end{matrix} \Rightarrow \begin{cases} A = 0.316 \\ C = 0.1 \\ B = -0.1 \end{cases}.$$

Потім підставити обраховані коефіцієнти А, В і С у вираз для $W_{\text{ПБЧ}}(s)$:

$$W_{\text{ПБЧ}}(z) = 12 \frac{z-1}{z} Z \left\{ \frac{0.316}{s^2} + \frac{-0.1}{s} + \frac{0.1}{s+3.16} \right\}.$$

Виконання Z-перетворення користуючись таблицею 3.1:

$$\begin{aligned} W_{\text{ПБЧ}}(z) &= 12 \frac{z-1}{z} \left(\frac{0.0316z}{(z-1)^2} - \frac{0.1z}{z-1} + \frac{0.1z}{z-e^{-0.316}} \right) = \\ &= 12(z-1) \left(\frac{0.0316}{(z-1)^2} - \frac{0.1}{z-1} + \frac{0.1}{z-e^{-0.316}} \right) = \\ &= 12 \left(\frac{0.0316(z-1)}{(z-1)^2} - \frac{0.1(z-1)}{z-1} + \frac{0.1(z-1)}{z-e^{-0.316}} \right) = \\ &= 12 \left(\frac{0.0316}{z-1} - 0.1 + \frac{0.1(z-1)}{(z-0.729)} \right) \\ &= 12 \left(\frac{0.0316(z-0.729) - 0.1(z-0.729)(z-1) + 0.1(z-1)^2}{(z-1)(z-0.729)} \right) = \\ &= 12 \left(\frac{0.0316z - 0.023 - 0.1(z^2 - z - 0.729z + 0.729) + 0.1z^2 - 0.2z + 0.1}{z^2 - 1.729z + 0.729} \right) \\ &= 12 \left(\frac{0.0316z - 0.023 - 0.1z^2 + 0.1729z - 0.729 + 0.1z^2 - 0.2z + 0.1}{z^2 - 1.729z + 0.729} \right) = \\ &= 12 \left(\frac{0.0045z + 0.0041}{z^2 - 1.729z + 0.729} \right) = \frac{0.054z + 0.0492}{z^2 - 1.729z + 0.729}. \end{aligned}$$

Отже :

$$W_{\text{ПБЧ}}(z) = \frac{0.054z + 0.0492}{z^2 - 1.729z + 0.729} \cdot (3.2)$$

Таблиця 3.1 – Z- перетворення

$\frac{1}{s}$	$\frac{z}{z-1}$
$\frac{1}{s+\alpha}$	$\frac{z}{z-d}, d = e^{-\alpha T}$

$\frac{1}{s^2}$	$\frac{Tz}{(z-1)^2}$
-----------------	----------------------

Перевірка розрахунків за допомогою командного рядку Matlab :

```
>> w=tf([12],[1 3.16 0])

w =

          12
    -----
    s^2 + 3.16 s

Continuous-time transfer function.

>> wz=c2d(w,0.1)

wz =

    0.05415 z + 0.04874
    -----
    z^2 - 1.729 z + 0.7291

Sample time: 0.1 seconds
Discrete-time transfer function.
```

Рисунок 3.6 - Z-перетворення за допомогою командного рядку Matlab

Розрахунки виконані аналітично та за допомогою командного рядку Matlab мають невеликі відмінності. Це пояснюється відмінністю при округлення під час виконання розрахунків

Для порівняння значень отриманих аналітично та за допомогою командного рядку збудовано схему в Matlab/Simulink (Рисунок 3.7)

Отримавши передавальну функцію автопілоту, було виконане Z-перетворення як аналітично, так і за допомогою програмного пакету Matlab

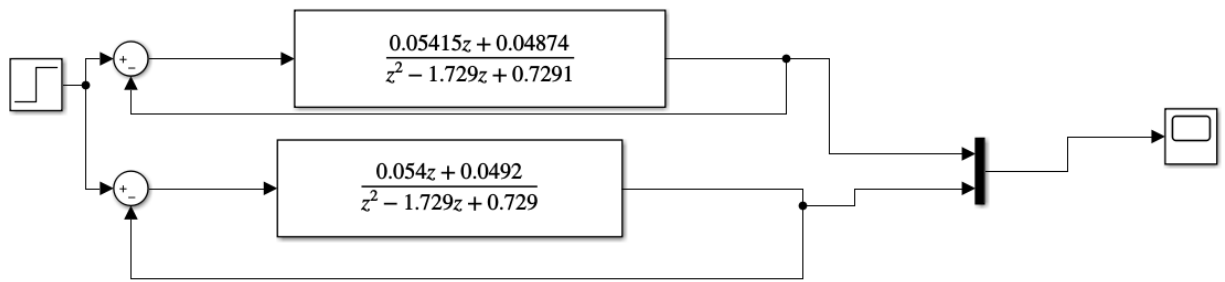


Рисунок 3.7 – Модель у Simulink

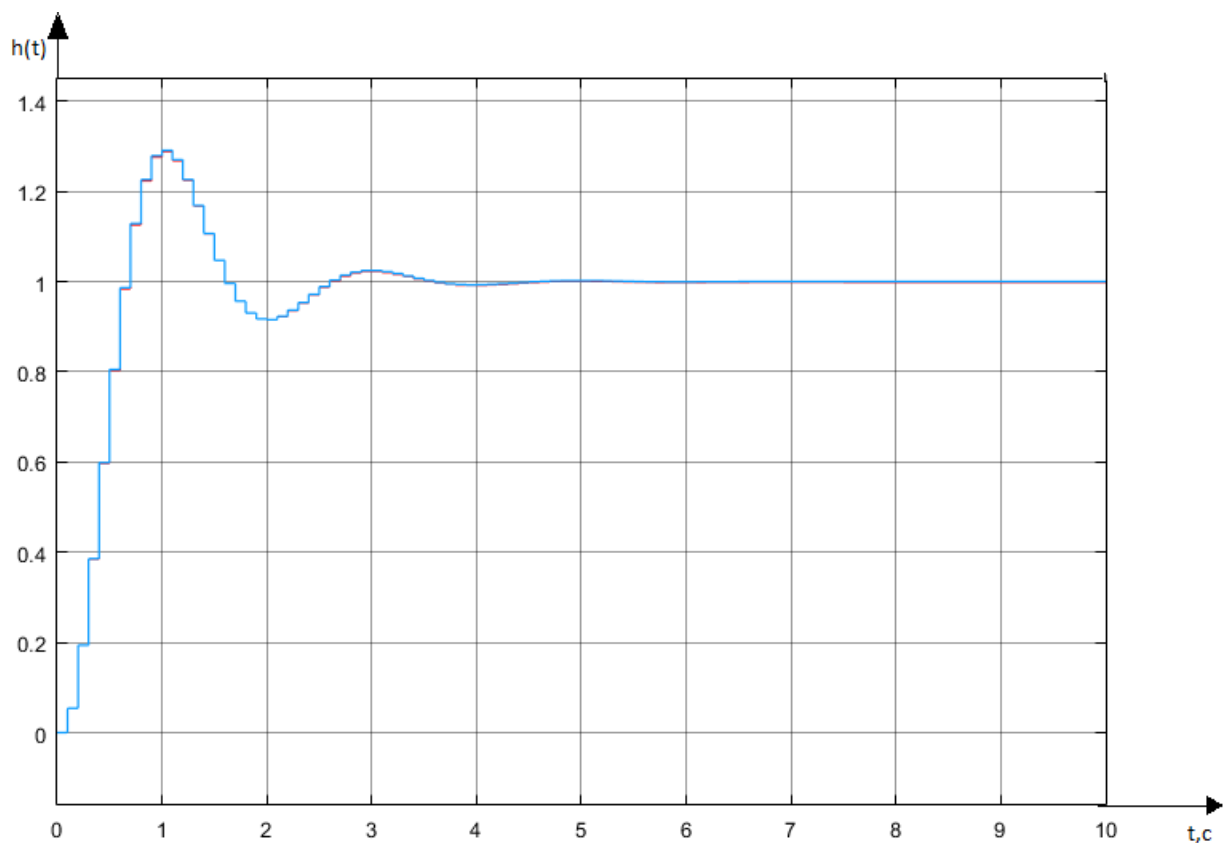


Рисунок 3.8 – Перехідна характеристика цифрової системи

Аналізуючи графік, можна побачити, що присутня незначнна помилка результати майже співпали і відмінності є незначними.

4 АНАЛІЗ СТІЙКОСТІ ТА ЯКОСТІ ЦИФРОВОЇ СИСТЕМИ АВТОПІЛОТА

4.1 Аналіз стійкості

Аналіз стійкості виконується з використанням критерію Найквіста на рисунку 4.1

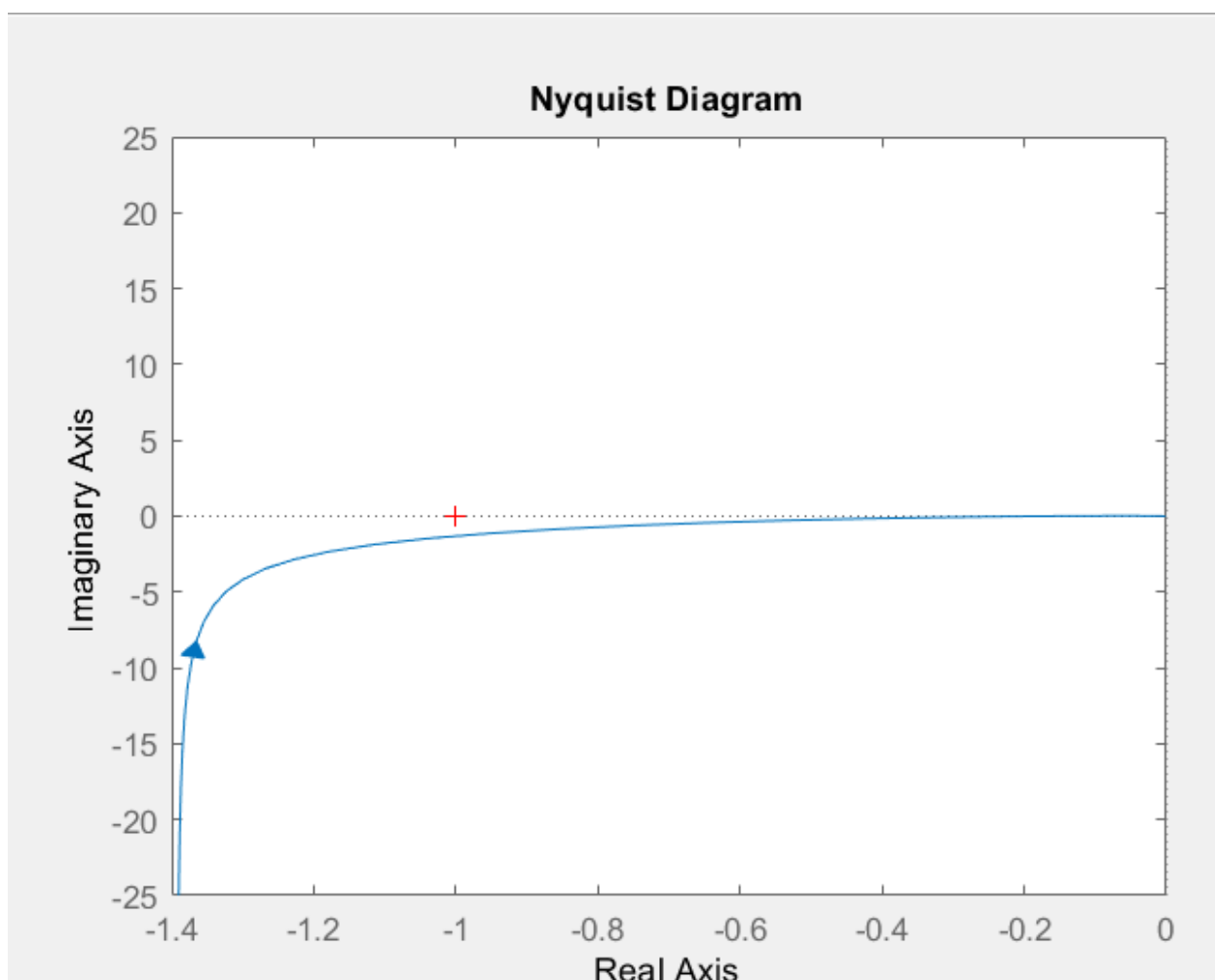


Рисунок 4.1 – АФЧХ

За умовами критерію стійкості, система є стійкою, якщо графік розімкненої передавальної функції не охоплює точку $(-1;0)$. Отже, за критерієм Найквіста, система є стійкою.

Перевірити систему на стійкість можна за допомогою декількох критеріїв, один з них - загальний критерій стійкості. Метод полягає у тому, щоб визначити корені характеристичного рівняння замкнутої цифрової системи. З даної передавальної функції безперервної частини $W_{\text{ПБЧ}}$ знаходимо передавальну функцію замкнутої цифрової системи

$$W_3(z) = \frac{W_{\text{ПБЧ}}(z)}{1 + W_{\text{ПБЧ}}(z)},$$

$$W_{\text{ПБЧ}}(z) = \frac{0.054z + 0.0492}{z^2 - 1.729z + 0.729}.$$

Тоді :

$$W_3(z) = \frac{\frac{0.054z + 0.0492}{z^2 - 1.729z + 0.729}}{1 + \frac{0.054z + 0.0492}{z^2 - 1.729z + 0.729}} = \frac{0.054z + 0.0492}{z^2 - 1.675z + 0.7782}.$$

Знаменник $W_3(z)$ називається характеристичним рівнянням замкнутої системи $D(z)$ корені якого потрібно знайти :

$$D(z) = z^2 - 1.675z + 0.7782 = 0,$$

$$D = \sqrt[2]{-0.3072} = j0.5543,$$

$$z_{1,2} = 0.8375 \pm j0.27715.$$

Корені рівняння є комплексними, для перевірки умови стійкості необхідно застосувати таку умову:

$$|z_i| < 1.$$

Знайдено модуль комплексних коренів :

$$|z_{1,2}| = \sqrt{u^2 + v^2} = \sqrt{0.8375^2 + 0.27715^2} = 0.8822$$

Оскільки

$$|z_{1,2}| < 1,$$

то система стійка.

Можна перевірити систему на стійкість ще й критерієм Гурвіца. Для цього потрібно виконати заміну у характеристичному рівнянні $z = \frac{1+w}{1-w}$, після заміни було отримано:

$$\left(\frac{1+w}{1-w}\right)^2 - 1.675\left(\frac{1+w}{1-w}\right) + 0.7782 = 0.$$

Домноживши на спряжений вираз отримано:

$$1 + 2w + w^2 - 1.6575w^2 + 0.7782 - 1.5564w + 0.7782w^2 = 0,$$

$$3.4532w^2 + 0.4436w + 0.1032 = 0.$$

Щоб зробити висновки, що система стійка для даного випадку потрібно, щоб виконувались наступні умови :

$$a_0 > 0,$$

$$\Delta_1 = a_1 > 0.$$

Після перевірки умов, можна зробити висновок, що система стійка.

4.2 Аналіз якості

До показників якості цифрової системи відносяться такі показники :

- перерегулювання ;
- час встановлення;
- час регулювання;
- помилка.

Перерегулювання визначається за формулою :

$$h = \frac{h_{\max} - h_{\text{ст}}}{h_{\text{ст}}}.$$

На рисунку 4.2 зображена модель досліджуваної цифрової системи та гарфік перехідного процесу на рисунку 4.3. По графіку перехідного процесу оцінюємо показники якості.

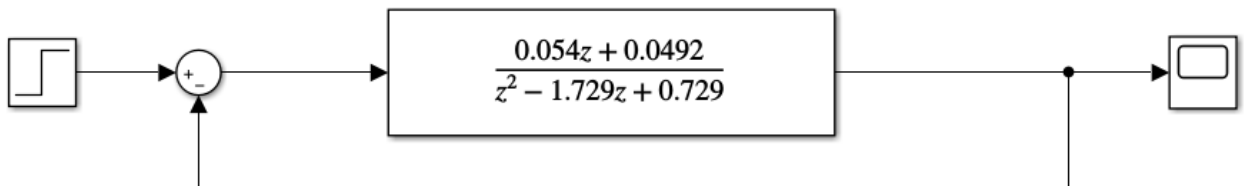


Рисунок 4.2 – Модель цифрової системи

Отже, система має наступні показники якості:

- час встановлення 0.7с;
- час перехідного процесу 3.14с;
- перерегулювання $h = \frac{1,29-1}{1} * 100\%=29.1\%$.

Потрібно ще визначити установлену помилку системи

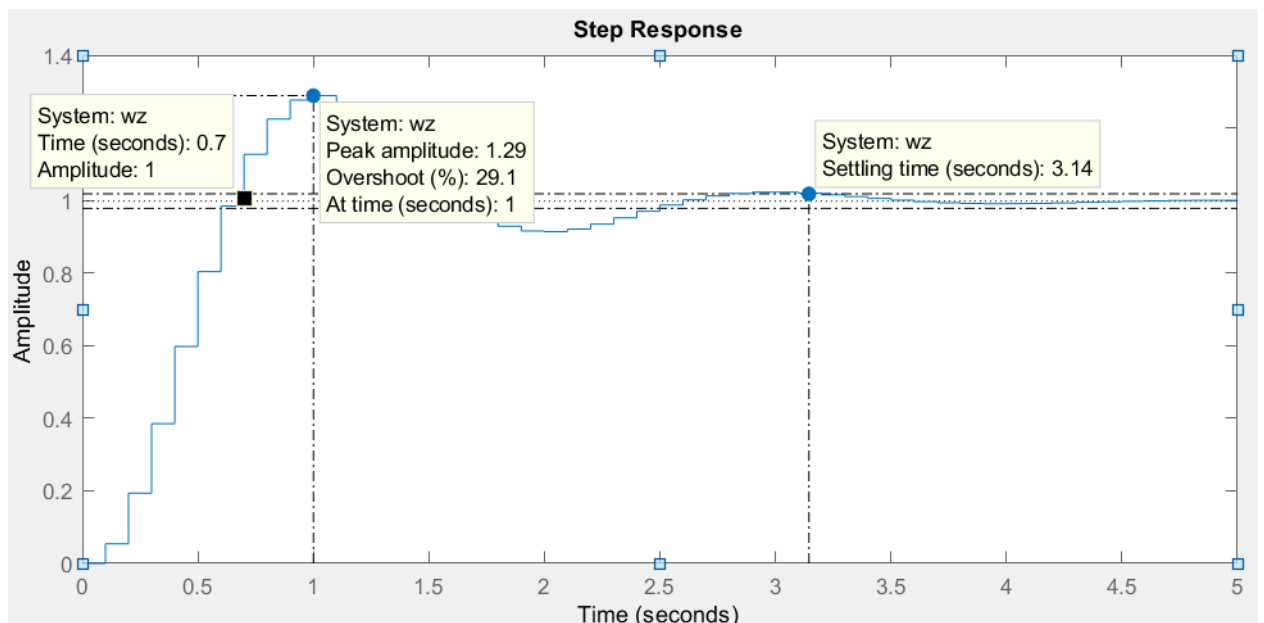


Рисунок 4.3 – Показники перехідного процесу

Z-перетворення одиничного стрибку:

$$\xi(t) = 1(t),$$

$$Z(z) = \mathbb{Z}\{1(t)\} = \frac{z}{z-1}.$$

Обраховано похибку:

$$E(z) = Z(z)(1 - W_3(z)) = \frac{z}{z-1} \left(1 - \frac{0.054z + 0.0492}{z^2 - 1.729z + 0.729} \right) =$$

$$= \frac{z(z^2 - 1.729z + 0.729)}{(z^2 - 1.675z + 0.7782)(z-1)}$$

Стала похибка:

$$\varepsilon_{\text{ст}} = \lim_{z \rightarrow 1} (z-1)E(z) = \lim_{z \rightarrow 1} (z-1) \frac{z(z^2 - 1.729z + 0.729)}{(z^2 - 1.675z + 0.7782)(z-1)} =$$

$$= \lim_{z \rightarrow 1} \frac{z^3 - 1.729z^2 + 0.729z}{z^2 - 1.675z + 0.7782} = \frac{1 - 1.729 + 0.729}{1 - 1.675 + 0.7782} = \frac{0}{0.1032} =$$

$$= 0$$

Для того, щоб переконатись у правильно розрахунків потрібно побудувати схему у Matlab/Simulink (Рисунок 4.4).

Як видно з рисунку 4.5, аналітичні розрахунки збігаються з результатами моделювання.

Перерегулювання становить 29% і час перехідного процесу – 3.14 с. Потрібно покращити перерегулювання і воно має становити менше 5% та час встановлення зменшити. Виникає потреба синтезувати регулятор, який би покращив показники

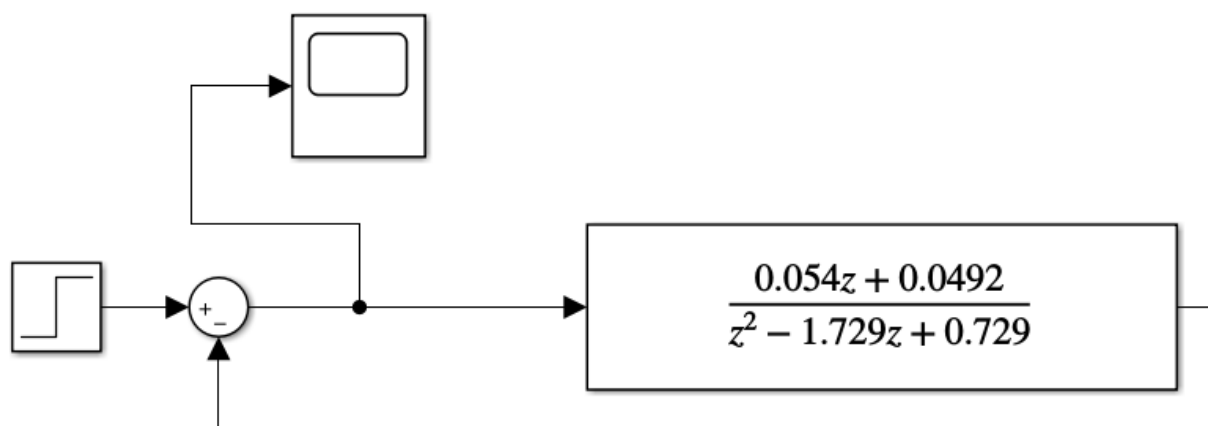


Рисунок 4.4 – Модель цифрової системи

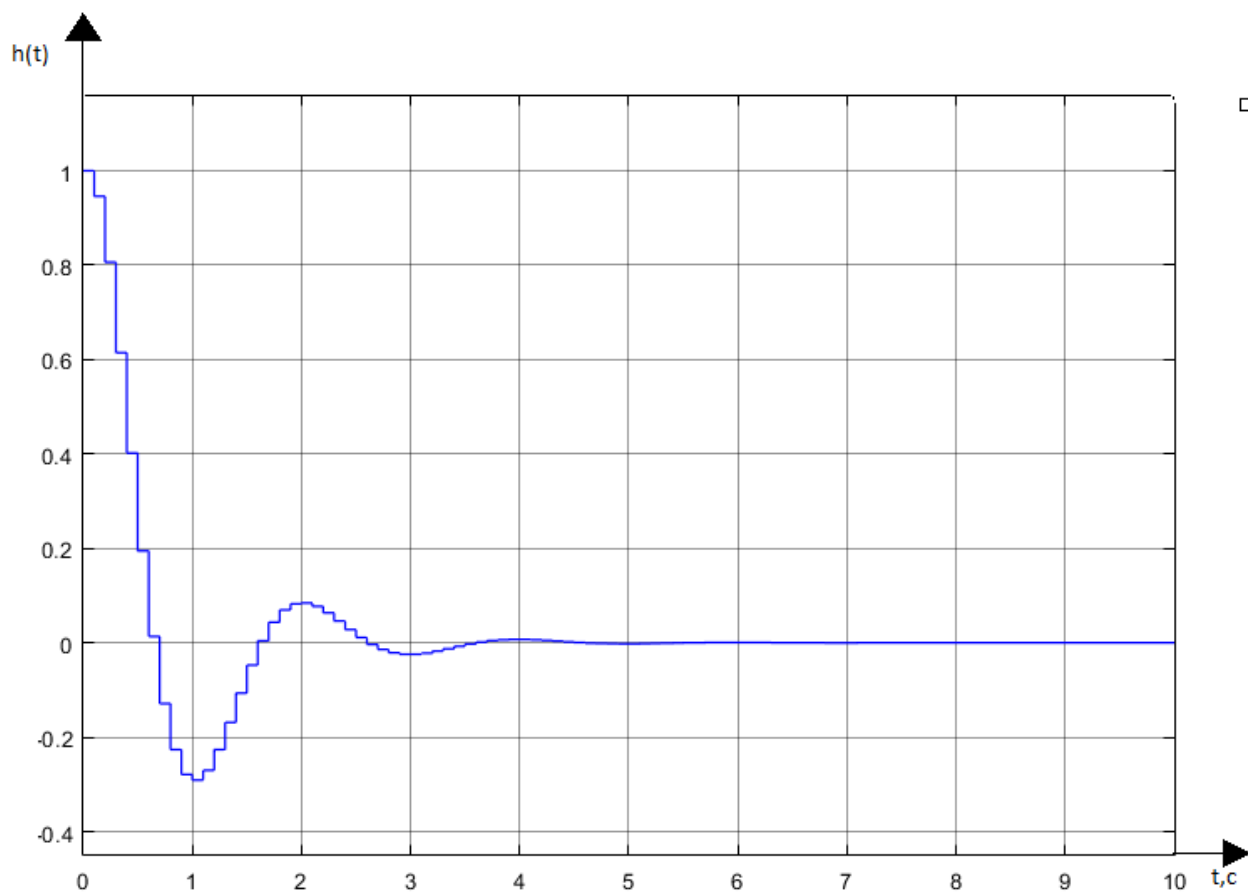


Рисунок 4.5 – Графік похибки цифрової системи

5 СИНТЕЗ РЕГУЛЯТОРА ДЛЯ ЦИФРОВОЇ СИСТЕМИ

5.1 Синтез цифрової системи методом вибору бажаних передавальних функцій

Записано передавальну функцію у вигляді:

$$W_{\text{ПБЧ}}(z) = \frac{0.054z + 0.0492}{z^2 - 1.729z + 0.729},$$
$$r_0 = 0, r = 1.$$

Виконано факторизацію [10] :

$$C^+(z) = z^2 - 1.729z + 0.729; B(z) = 0.054z + 0.0492$$

Визначено вид бажаної передавальної функції замкнутої системи в якій необхідно забезпечити астатизм:

$$\Phi(z) = \frac{B(z) \cdot M_1(z)}{Q(z)} ; 1 - \Phi(z) = \frac{(z-1)^r \cdot C^-(z) \cdot N_1(z)}{Q(z)}.$$

Обрано поліном $Q(z) = (z - 0.5)^2 = z^2 - z + 0.25$.

З формулою визначено M_1, N_1 :

$$B(z) \cdot M_1(z) + (z-1)^r C_1^-(z) \cdot N_1(z) = Q(z),$$

при цьому $||N_1|| \geq ||B||, ||M_1|| \geq ||C_1^-|| + r - 1$, то :

$$||N_1|| = 1, N_1(z) = n_1(z) + n_0,$$

$$||M_1|| = 0 + 1 - 1 = 0, M_1(z) = m_0$$

$$(0.054z + 0.0492)m_0 + (z-1)(n_1z + n_0) = z^2 - z + 0.25$$

$$n_1 z^2 + z(0.054m_0 + n_0 - n_1) + 0.0492m_0 - n_0 = z^2 - z + 0.25$$

Отримано систему:

$$\begin{cases} n_1 = 1 \\ 0.054m_0 + n_0 - n_1 = -1, \\ 0.0492m_0 - n_0 = 0.25 \end{cases}$$

$$\begin{cases} n_1 = 1 \\ 0.054m_0 + n_0 = 0, \\ 0.0492m_0 - n_0 = 0.25 \end{cases}$$

$$\begin{cases} n_1 = 1 \\ n_0 = -0.054m_0, \\ 0.1032m_0 = 0.25 \end{cases}$$

$$\begin{cases} n_1 = 1 \\ n_0 = -0.131. \\ m_0 = 2.4225 \end{cases}$$

Визначимо передавальну функцію цифрового регулятора

$$D(z) = \frac{(z-1)^{r_0-r} \cdot C_1^+(z) \cdot M_1}{N_1(z)} = \frac{2.4225(z^2 - 1.729z + 0.729)(z-1)^{-1}}{z - 0.131} =$$

$$= \frac{2.4225z^2 - 4.1885z + 1.766}{z^2 - 1.131z + 0.131}$$

Отриману систему побудовано в Matlab/Simulink :

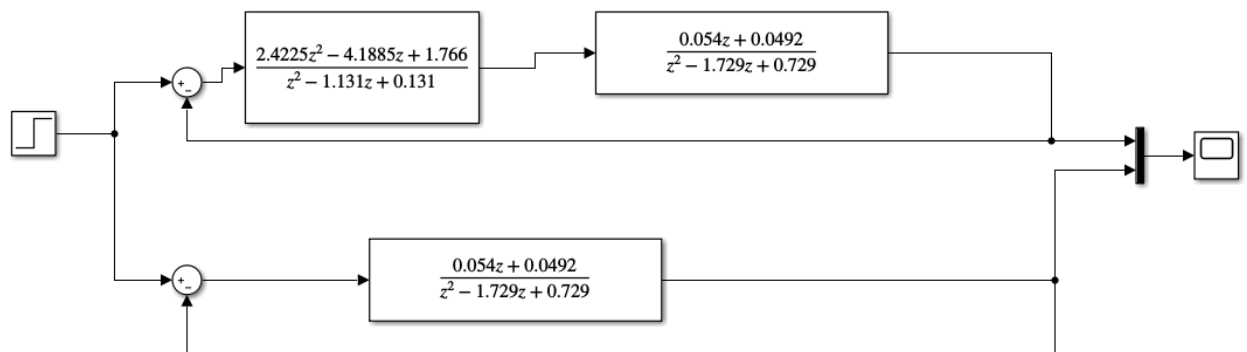


Рисунок 5.1 - Модель системи з цифровим регулятором і без нього

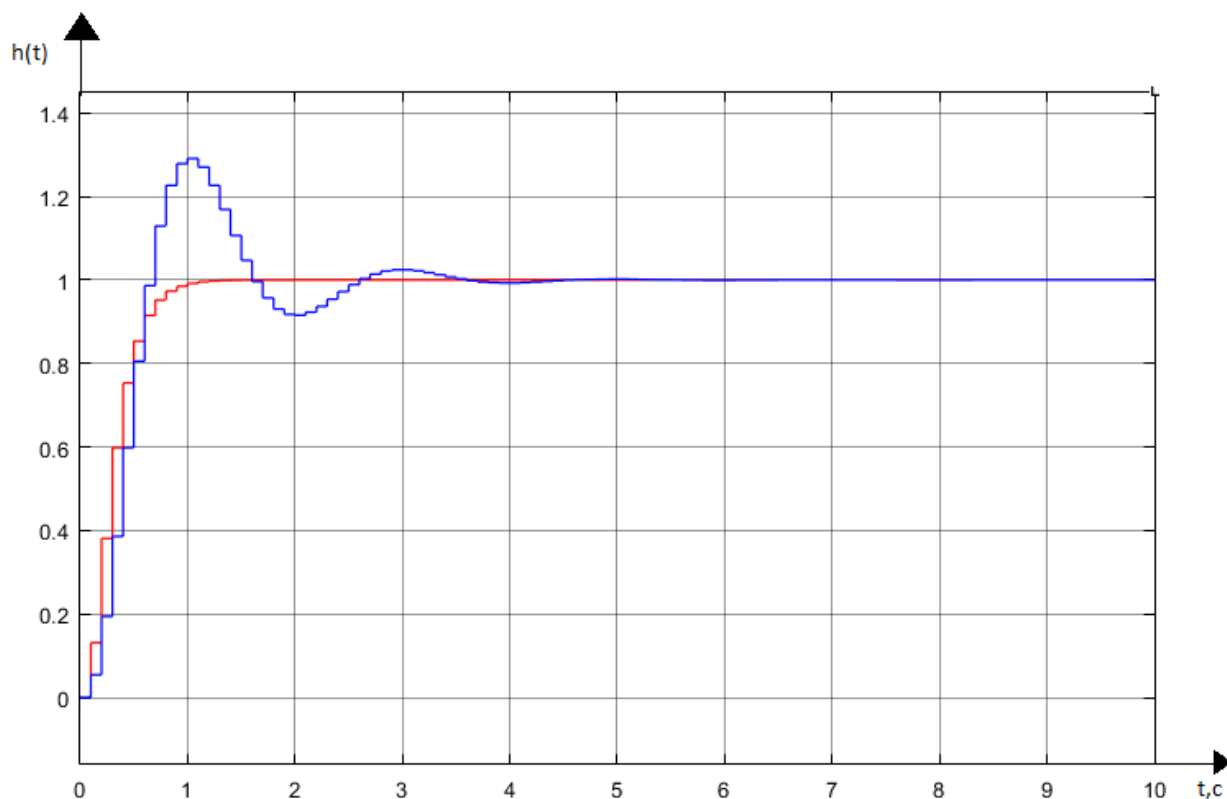


Рисунок 5.2 - Графік характеристики цифрової системи з регулятором і без нього

Показники перехідного процесу :

- перерегулювання 0%;
- час встановлення 1.9 с;
- час перехідного процесу 0.7 с ;
- помилка 0%.

Перехідний процес покращився, але потрібно для порівняння розрахувати ще один регулятор.

5.2 Синтез цифрового ПД-регулятора

Потрібно виконати розрахунок цифрового регулятора з використанням алгоритму ПД законів керування. Так як інтегральна складова присутня у передавальній функції (3.2), то потрібно синтезувати цифрову систему з ПД-регулятором. ПД-регулятор компенсує тільки один полюс, що й необхідно у

досліджуваному випадку. Передавальна функція ПД-регулятора обраховується наступним чином :

$$W_{\text{пд}}(z) = K_p + \frac{K_d}{T} \cdot \frac{z-1}{z} = \frac{(z - \frac{K_d}{K_p T + K_d})}{Tz},$$

де K_d, K_p – диференціальний та пропорційний коефіцієнти відповідно.

Передавальна функція системи :

$$W_{\text{пбч}}(z) = \frac{0.054z + 0.0492}{(z-1)(z-0.729)}.$$

Поліус, який треба скомпенсувати є $(z-0.729)$. Для визначення коефіцієнтів :

$$K_d = \frac{C * K_p}{(1-C)},$$

де C – поліус функції.

Для $K_p = 0.5$:

$$K_d = \frac{0.729 * 0.5}{(1-0.729)} = 1.345.$$

Схема моделі у Matlab/Simulink представлена на рисунку 5.3

Показники перехідного процесу :

- перерегулювання 0;
- час встановлення 4.2с;
- час перехідного процесу 1.3с ;
- помилка 0%.

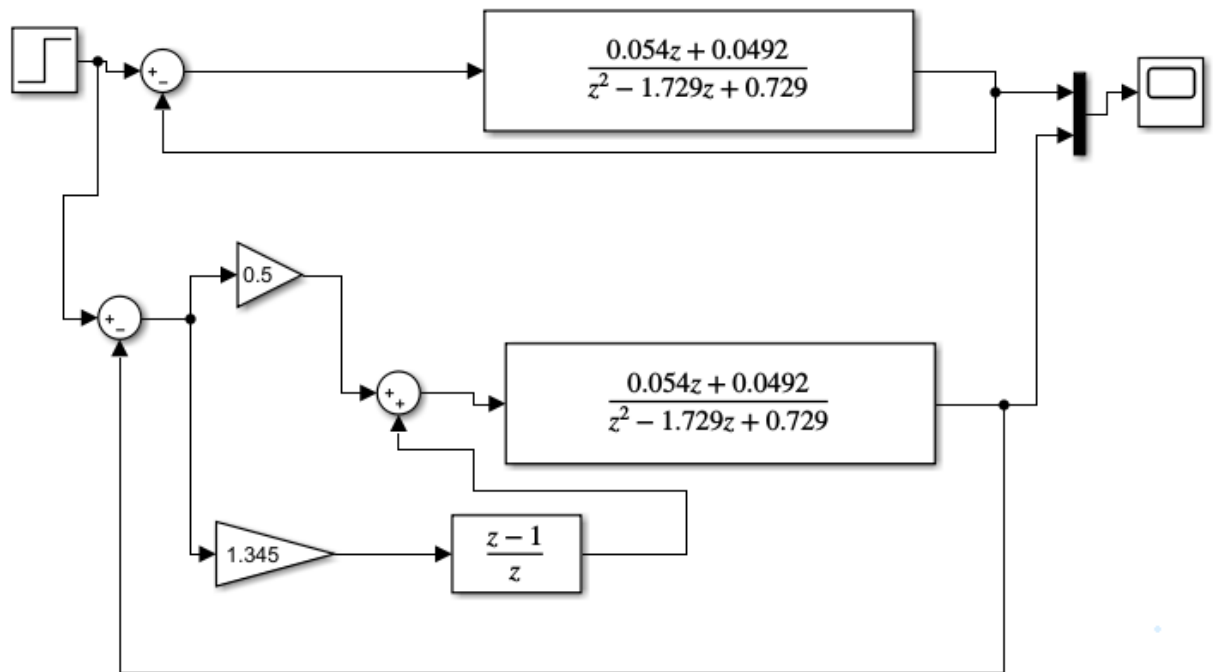


Рисунок 5.3 – Модель цифрової системи з цифровим ПІД– регулятором і без нього

Графік перехідних процесів зображений на рисунку 5.4

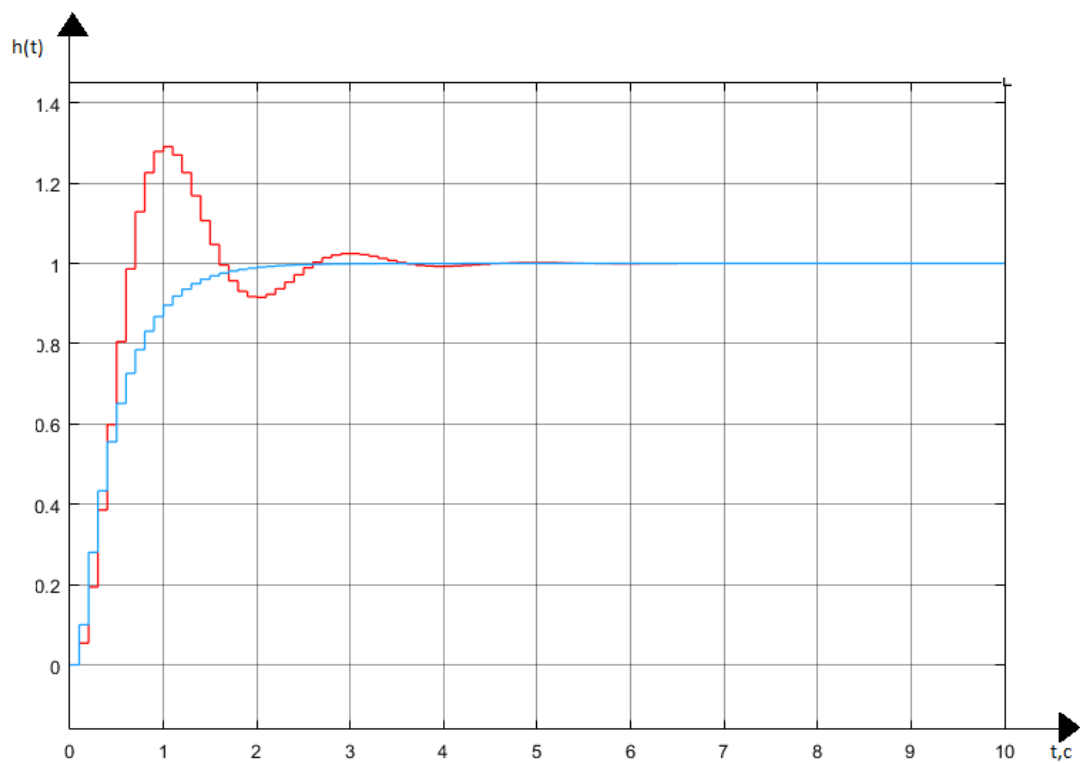


Рисунок 5.4 – Перехідні характеристики цифрової системи з цифровим ПІД – регулятором і без нього

Після побудови необхідно порівняти синтезовані регулятори (Рисунок 5.5)

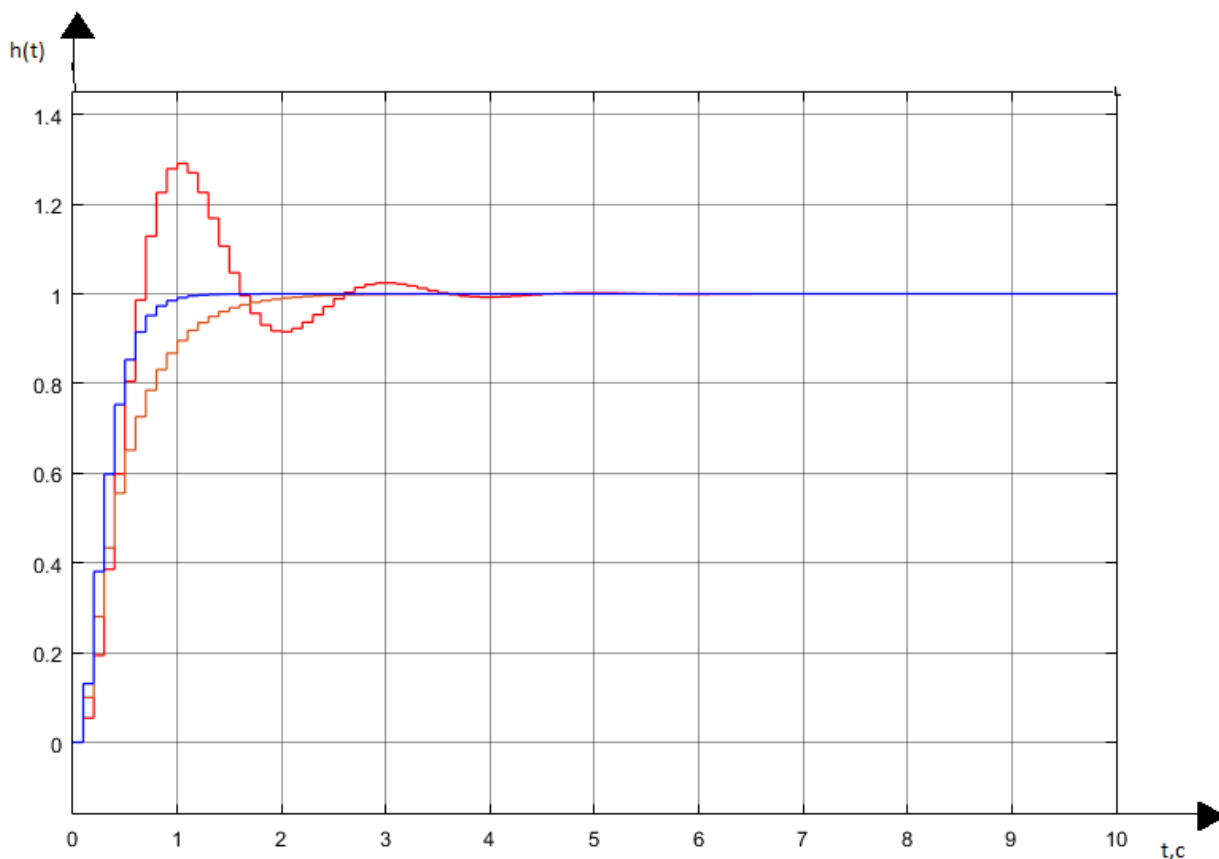


Рисунок 5.5 - Порівняння графіків перехідних процесів системи без регулювання та з регуляторами

З рисунку 5.5 видно, що кращий час встановлення у регулятора синтезованого методом бажаних передавальних функцій і цей час складає 1.9 секунду, а ПД-регулятора – 4.2 секунд. Судячи з результатів, краще обрати регулятор синтезований бажаними передавальними функціями.

6 ПРОГРАМНА РЕАЛІЗАЦІЯ РЕГУЛЯТОРА

6.1 Метод безпосередньої декомпозиції

Передавальна функція цифрового регулятора має вигляд :

$$D(z) = \frac{b_0 + b_1 z^{-1} + b_2 z^{-2} + \cdots + b_m z^{-m}}{a_0 + a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2} + \cdots + a_n z^{-n}} = \frac{E_2(z)}{E_1(z)}.$$

Переписавши формулу наступним чином :

$$E_2(z) = (b_0 + b_1 z^{-1} + b_2 z^{-2} + \cdots + b_m z^{-m}) \cdot A(z),$$

$$\text{де } A(z) = \frac{1}{a_0} E_1(z) - \frac{1}{a_0} (a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2} + \dots + a_n z^{-n}) \cdot A(z),$$

$A(z)$ – фіктивна змінна.

На основі формули отримано модель безпосередньої декомпозиції :

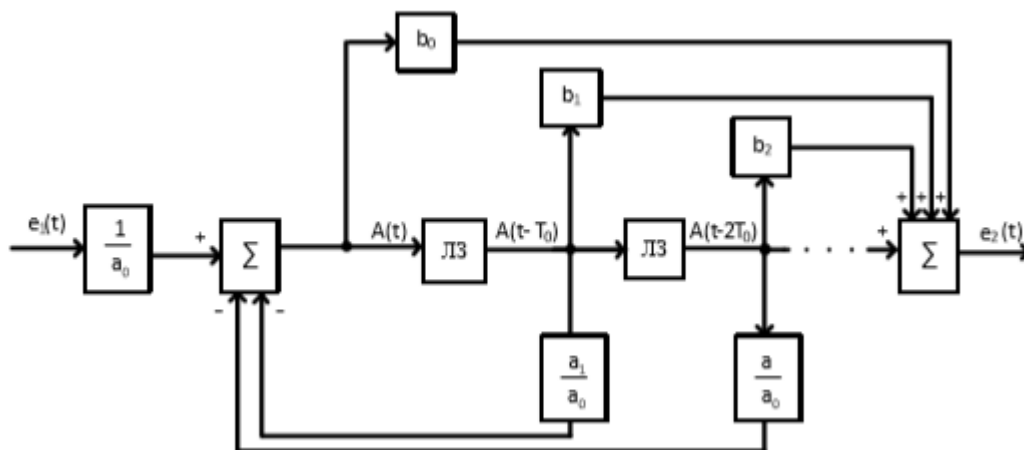


Рисунок 6.1 - Структурна схема моделі методу безпосереднього
декомпозиції

$$D(z) = \frac{2.4225z^2 - 4.1885z + 1.766}{z^2 - 1.131z + 0.131} = \frac{2.4225 - 4.1885z^{-1} + 1.766z^{-2}}{1 - 1.131z^{-1} + 0.131z^{-2}} = \frac{E_2(z)}{E_1(z)}$$

Тоді :

$$E_2(z) = (2.4225 - 4.1885z^{-1} + 1.766z^{-2}) \cdot A(z),$$

$$A(z) = \frac{1}{1} \cdot E_1(z) - \frac{1}{1}(-1.131z^{-1} + 0.131z^{-2}) \cdot A(z)$$

$$= E_1(z) + 1.131z^{-1} \cdot A(z) - 0.131z^{-2} \cdot A(z).$$

Реалізована схема цифрового регулятора методом безпосередньої декомпозиції у пакет Matlab/Simulink (Рисунок 6.2). За результатами графіків, які отримано, видно, що вони повністю співпали, а отже, декомпозиція виконана вірно.

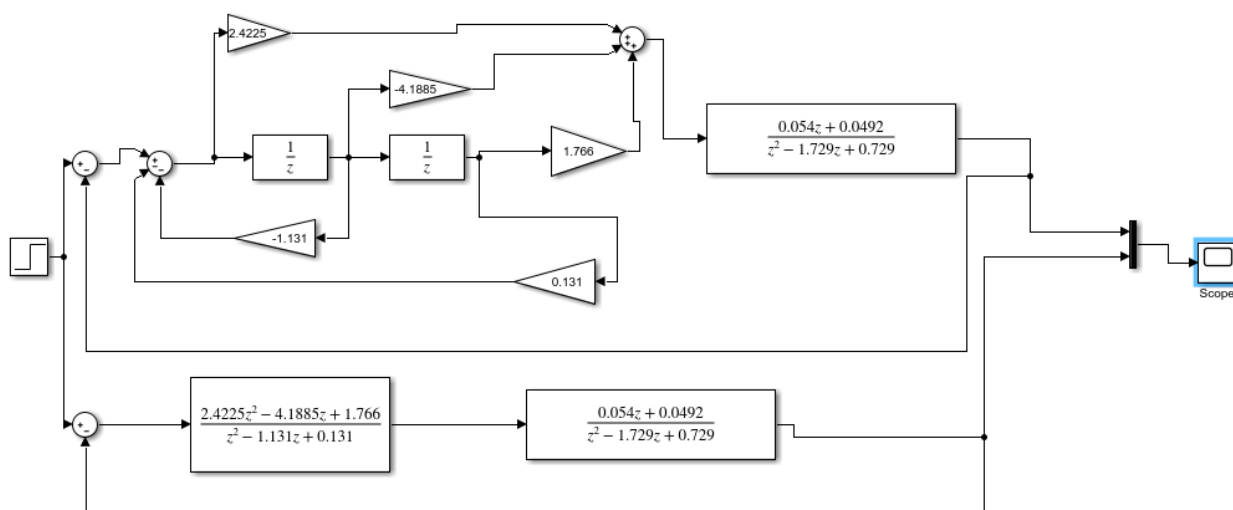


Рисунок 6.2 - Модель цифрової системи з цифровим регулятором, який реалізовано методом безпосередньої декомпозиції

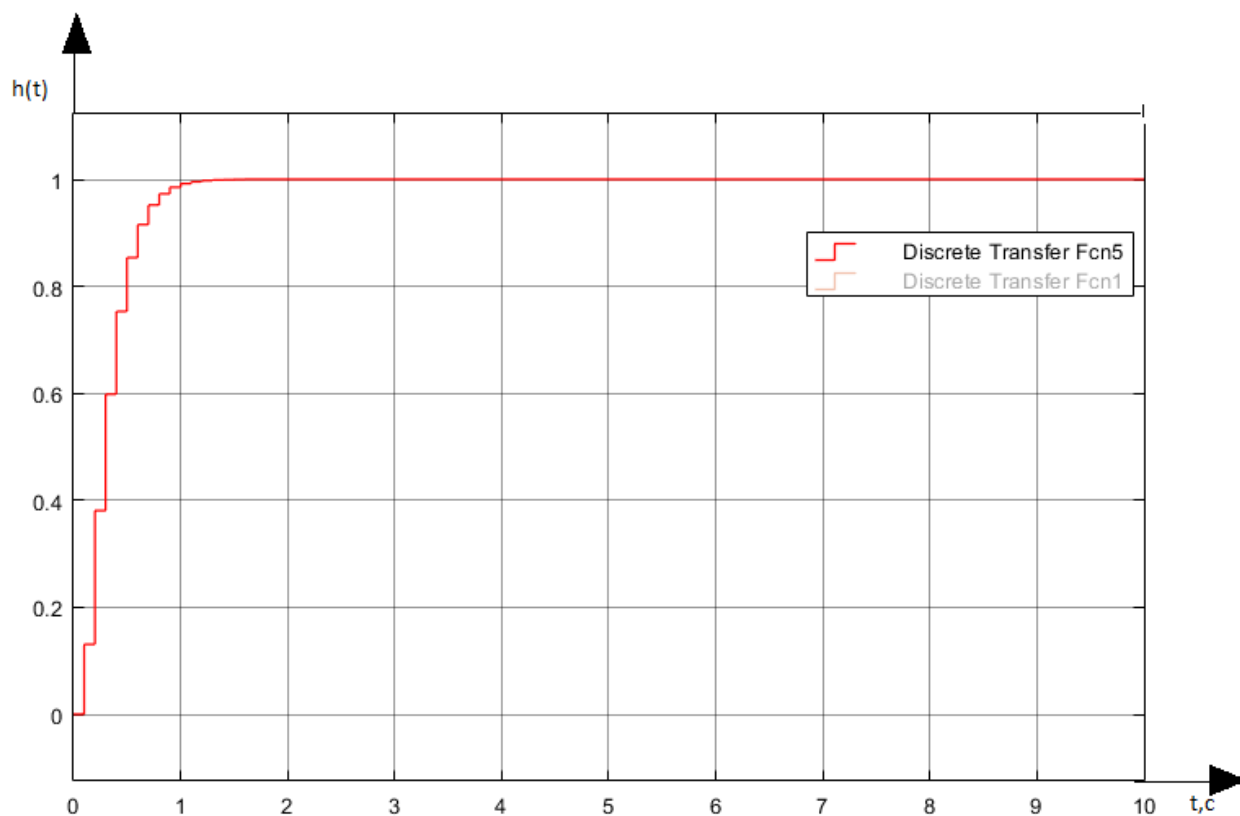


Рисунок 6.3 – Перехідний процес

7 ДОСЛІДЖЕННЯ УМОВ СТАБІЛІЗАЦІЇ ЛІТАКУ В ЗОНІ ТУРБУЛЕНТНОСТІ

7.1 Класифікація про турбулентності за інтенсивністю

Турбулентність - одне з найбільш непередбачуваних з усіх погодних явищ, яке має значний вплив на динаміку польоту та на дії пілотів. Як відомо, турбулентність виникає на перетині двох різних вітрових потоків з різними тисками, температурами і тд.

Турбулентні вихори можуть викликати хаотичні рухи на зразок крену, рисання або тангажу.

Інтенсивність турбулентності зазвичай поділяють на легку, помірну, важку та екстремальну, більш детальний опис в таблиці 7.1

Таблиця 7.1 – Класифікація турбулентності за інтенсивністю

Інтенсивність	Опис
Легка	спричиняє незначні зміни висоти і/або невелику тряску
Помірна	схожа до легкої, але є більш інтенсивною, не втрачається контроль над керуванням літаку. Пасажири мають пристебнути ремені безпеки, предмети в салоні можуть пересуватись

Продовження таблиці 7.1

Тяжка	може спричинити різкі змінити висоти на великій швидкості. Літак на короткий період часу може вийти з під контролю. Пасажири обов'язково мають бути з пристебнутими пасками безпеки
Екстремальна	літак сильно «кидає» у повітрі, його неможливо контролювати і деякі елементи конструкції літака можуть пошкодитись

7.2 Аналіз причин появи турбулентності

На теперішній час у світі виділяють 4 причини, які можуть спричинити турбулентність.

7.2.1 Механічна турбулентність

Тертя між повітрям і землею, особливо нерівномірною місцевістю та штучно створеними перешкодами, викликає вихори, таким чином, і турбулентність на нижніх рівнях (Рисунок 7.1).

Чим сильніша швидкість вітру (як правило, для значної турбулентності потрібен вітер у 20 вузлів і вище) чим більш рельєфною є місцевість і чим більш повітря, тим більшою буде радіус та інтенсивність турбулентності. З цього можна зробити висновки, що на формування турбулентності, найбільше впливає нестабільність повітря.

Якщо повітря буде нагріватися знизу, вертикальний рух буде більш енергійним і обширним, то турбулентна поривчастість більш вираженою. У нестабільному повітрі вихори мають тенденцію до збільшення розмірів; в

стабільному повітрі вони, як правило, не збільшуються в розмірах та розсіюються повільніше (Рисунок 7.2).

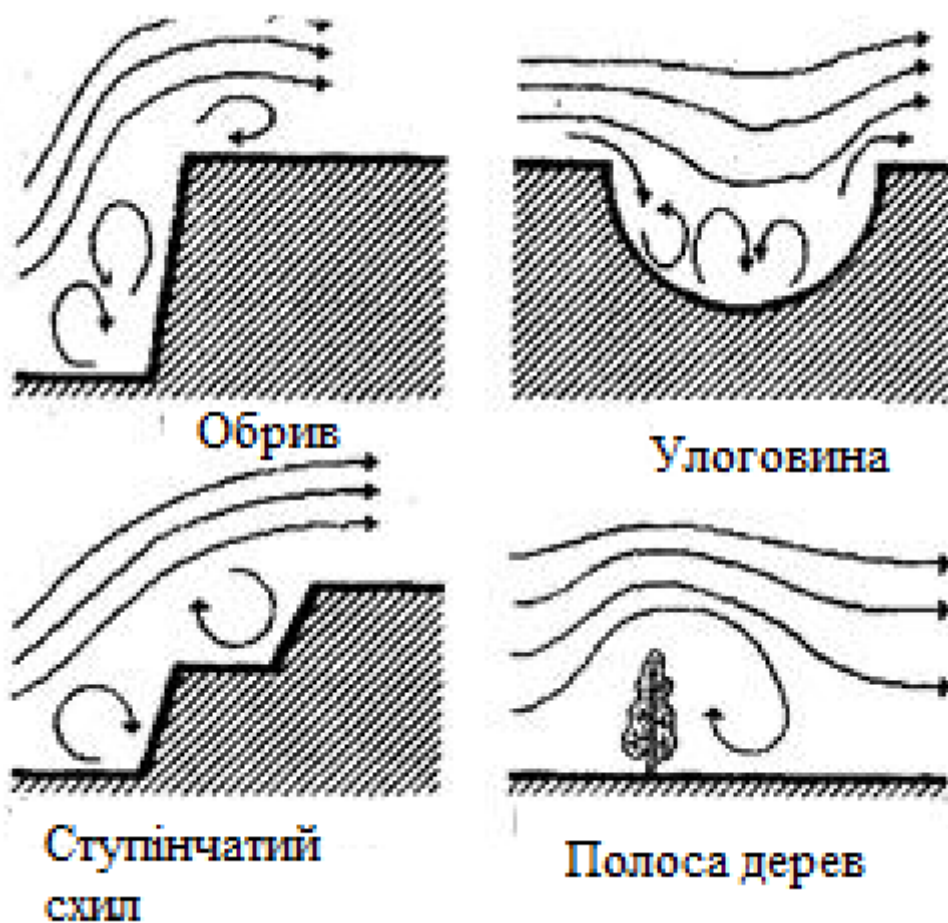


Рисунок 7.1 – Турбулентність викликана механічними перешкодами

До механічної відносять підвітряні хвилі, найбільш розповсюдженим видом яких є , так звані, гірські хвилі. Підвітряні хвилі завжди виникають групами на підвітряному боці перешкоди або повітряного потоку, що їх викликає. На першому спуску такого повітря виникає турбулентний горизонтальний вихор, так званий ротор, що приводить до коливань [11].

7.2.2 Термічна (конвективна) турбулентність

Виникає через те, що сонце нагріває землю і тепло повітря підіймається вгору. При утворенні висхідного теплового потоку, він втручається в повітря над

ним і спричиняє турбулентні вихори та зміни в параметрах повітря навколо. На рисунку 7.3 бачимо вплив на потік біля землі термічної і механічної турбулентності, який став повністю хаотичним.

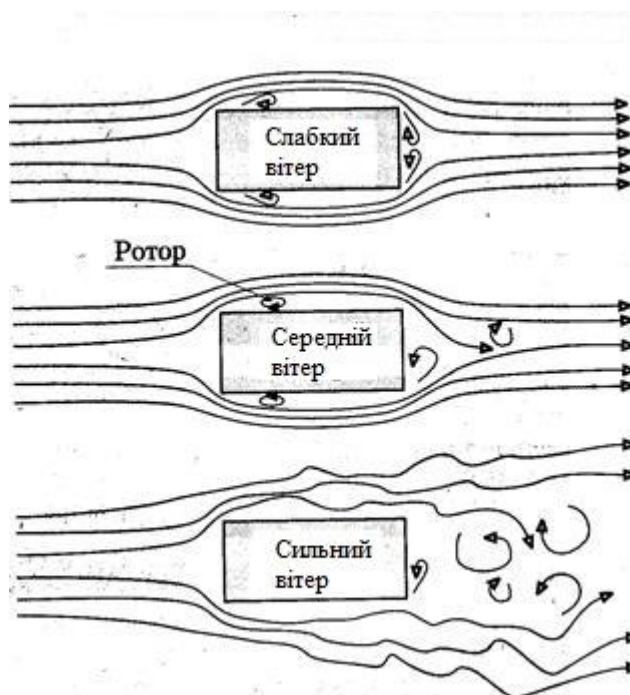


Рисунок 7.2 – Механічна турбулентність

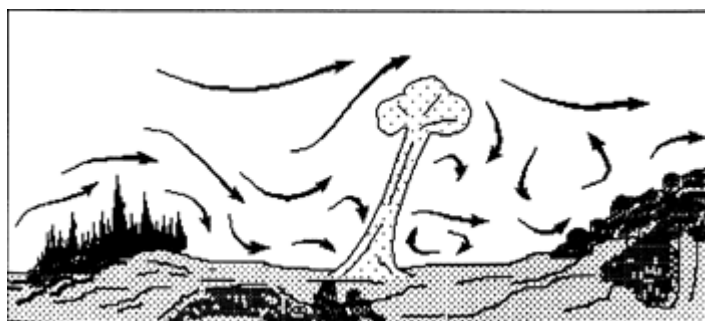


Рисунок 7.3 – Вплив на потік повітря

Поверхні такі як безплідна земля, скалисті та піщані ділянки нагріваються швидше, тому часто даний вид турбулентності виникає в пустелях. Також, є частим явищем в теплий період року (літо), тому в цей період пілоти намагаються літати рано вранці або ж ввечері, коли активність не така висока.

Інтенсивність турбулентності збільшується разом з інтенсивністю

конвективного висхідного потоку. Конвективні потоки часто є досить сильними, щоб викликати грози, які можуть спричинити турбулентність з високим рівнем потужності

7.2.3. Турбулентність у фронтальній зоні

Підняття теплого повітря по похилій фронтальній поверхні та тертя між двома протилежними повітряними масами створюють турбулентність у фронтальній зоні. Ця турбулентність найбільш помітна, коли тепле повітря є вологим і нестійким, і буде надзвичайно помітним, якщо виникнуть грози. Турбулентність частіше утворюється на холодних фронтах, але з меншою ймовірністю може бути присутня і на теплому фронті (Рисунок 7.4)

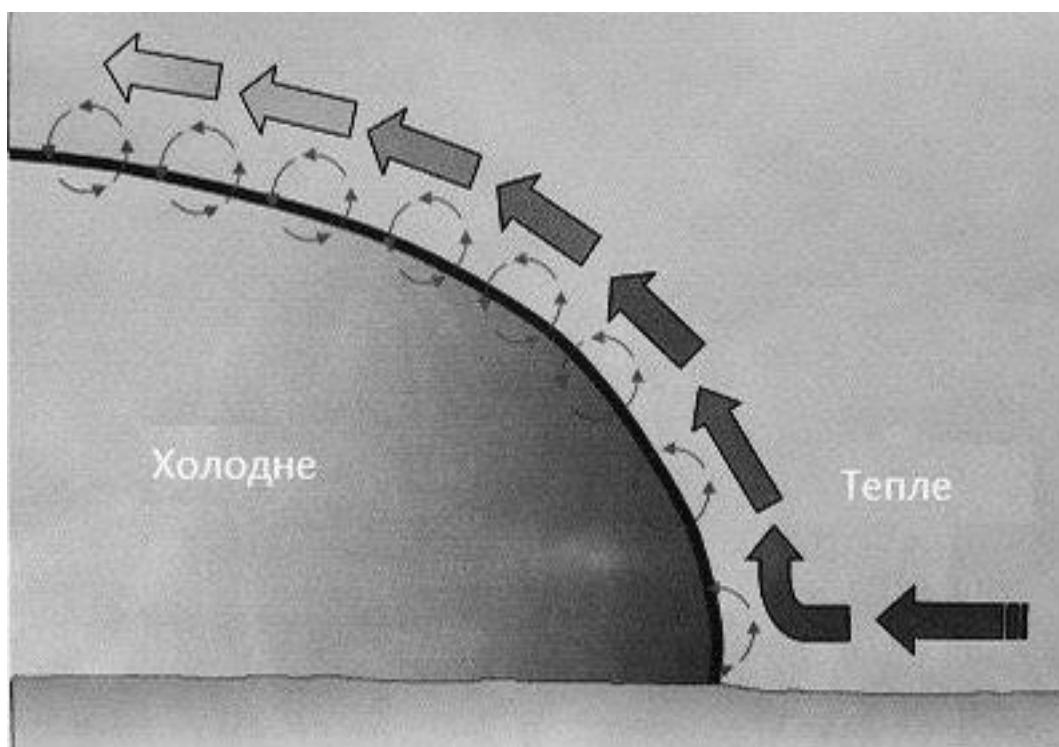


Рисунок 7.4 – Фронтальне розповсюдження

7.2.4 Пориви вітру

Пориви вітру це зміна напрямку та швидкості на певній горизонтальній чи вертикальній відстані. Якщо атмосферні умови включають в себе : області

					ІА61.110БАК.002.ПЗ	Лист
						45
Зм.	Лист	№ док.им.	Підпис			

температурних інверсій, вздовж жолобів і низів та навколо струменної течії, і різко змінюється швидкість та напрямлення вітру, то може виникнути сильна турбулентність, турбулентність ясного неба на великій висоті (15 000 футів) з струменевою течією.

Інверсія температури - це зона з вертикальним потенціалом здвигу вітру. Чим більший здвиг, тим більша турбулентність, яка утворюється на вершинах інверсійного шару (Рисунок 7.5)

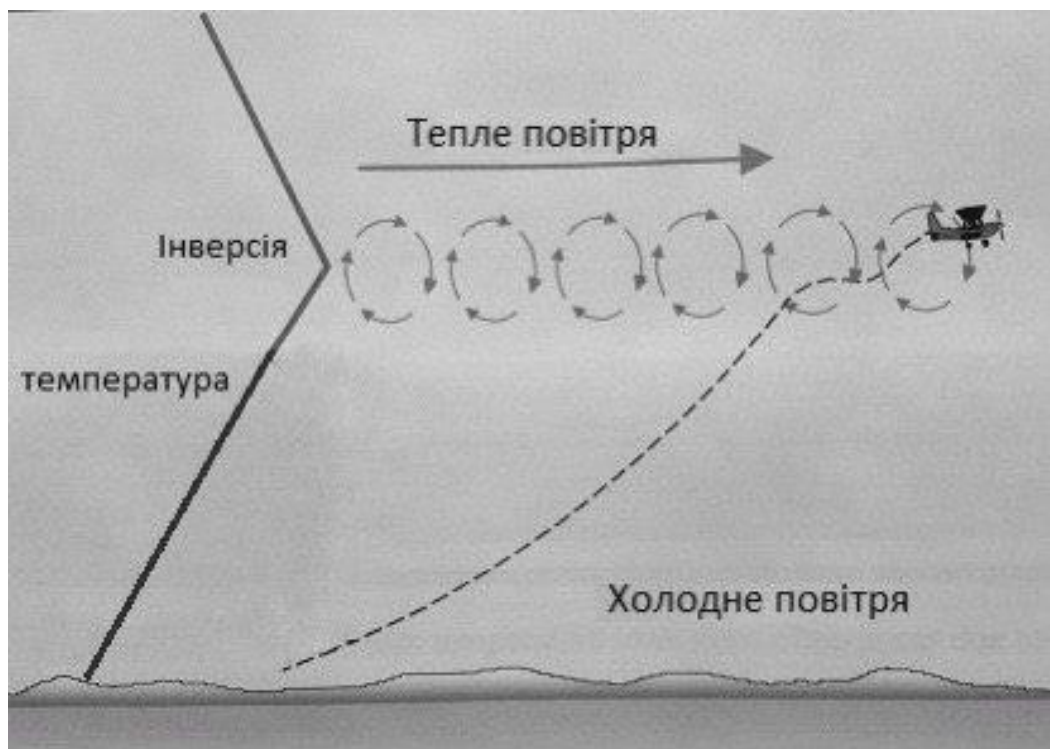


Рисунок 7.5 – Виникнення зони турбулентності в зоні інверсії температур

Турбулентність, пов'язана з інверсією температури, часто виникає через радіаційне охолодження, яке є спричиненим нічним охолодженням поверхні Землі, і створює поверхневу інверсію.

Струменеві течії - це основна причина сильних горизонтальних вітрів. Розташовані там, де є великі горизонтальні перепади температур між теплими та холодними повітряними масами. Турбулентність розташована уздовж сильних градієнтних зон. Найчастіше турбулентність розташована на полярній стороні циклонічної течії. І навпаки, турбулентність часто розташована на екваторній стороні антициклонічної течії.

7.3 Особливі види турбулентності

Крім причин ще окремо виділяють такі види :

7.3.1 Турбулентність ясного неба (ТЯН)

Турбулентність ясного неба (ТЯН) ніяк не пов'язана з купчастими хмарами та грозами, які утворюються на висоті 15 000 футів, або вище. ТЯН у 75% виникає в повністю чистому небі.

Основними характеристиками ТЯН є :

- утворюється на площині вітрів;
- частіше всього на висоті 15 000 футів;
- виникає в зоні зміни швидкості повітря (горизонтальний зсув або вертикальний);
- 50 миль в ширину;
- 1000 миль протяжність;
- найчастіше виникає взимку, найрідше –влітку.

ТЯН частіше всього можна спостерігати над сушею, особливо над гірською місцевістю і менш ймовірно – над морем. В 60% повідомлень про зону ТЯН вона спостерігається в районах струминних течій. Інтенсивність можна вирахувати знаючи величини вертикального та горизонтального поривів вітру.

7.3.2 Турбулентність та грози

Турбулентність, пов'язана з грозами (Рисунок 7.6) , може бути надзвичайно небезпечною, що може призвести до перенавантаження літака і навіть можливо втрати керування. Грозові вертикальні течії можуть бути досить сильними, щоб змістити літальний апарат вгору або вниз по вертикалі на цілих 2000-6000 футів.

					IA61.110BAK.002.ПЗ	Лист
						47
Зм.	Лист	№ док.м.	Підпис			

Найбільша турбулентність виникає поблизу висхідних і несхідних потоків. Навантаження від поривів можуть бути досить серйозними для того, щоб зупинити літак, який летить з низькою швидкістю повітря (маневрування), або пошкодити його при проектній крейсерській швидкості. Максимально потужна турбулентність зазвичай виникає поблизу середнього рівня грози, між 12 000 і 20 000 футів і найбільш сильна в хмарах з найбільшим вертикальним розвитком. Сильна турбулентність присутня не лише в хмарі. Можна очікувати за 20 миль від сильних гроз. Під грозою також можуть бути сильні турбулентність та вітер. Мікровибухи можуть бути особливо небезпечними через сильні пориви вітру, пов'язаний з ними.

7.4 Аналіз методів забезпечення стабілізації літака в умовах турбулентності

7.4.1 Методи уникнення зон турбулентності

Конвекційні течії сприяють поривчастість, яка є відчутна для пілотів, що літають на невисоко і в теплу погоду. Під час низького польоту над різними ділянками, пілот зіштовхується з висхідними потоками над пологими місцинами і з несхідними потоками над місцями з рослинністю та водою. Такої ситуації можна уникнути, якщо літати на великих висотах, коли конвекційні потоки утворюють купчасті хмари над ними є неодмінно гладкий простір повітря (Рисунок 7.7)

Конвекційні потоки також можуть викликати труднощі при посадці, адже вони впливають на швидкість спуску. Наприклад, пілот, який летить по нормальній глісаді, часто може приземлитись на порядок раніше (Рисунок 7.8) чи навпаки перелетіти її через потоки (Рисунок 7.9).

Єдиний спосіб уникнення цієї невидимої небезпеки – це заздалегідь знати, де можна очікувати незвичайних умов.

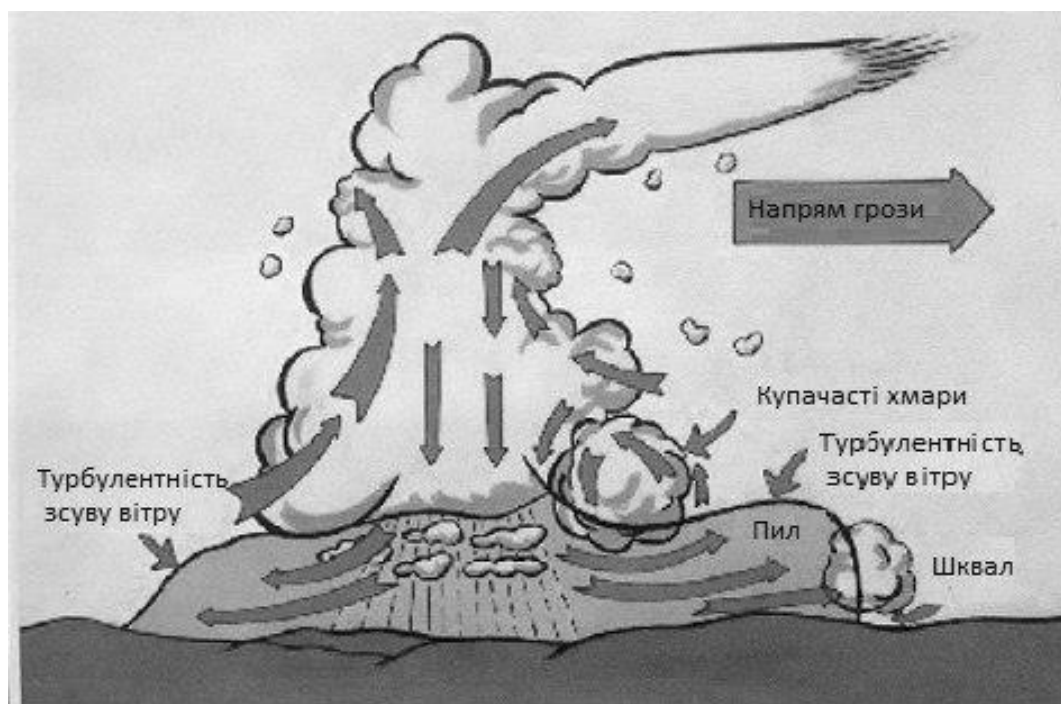


Рисунок 7.6 – Турбулентність і гроза

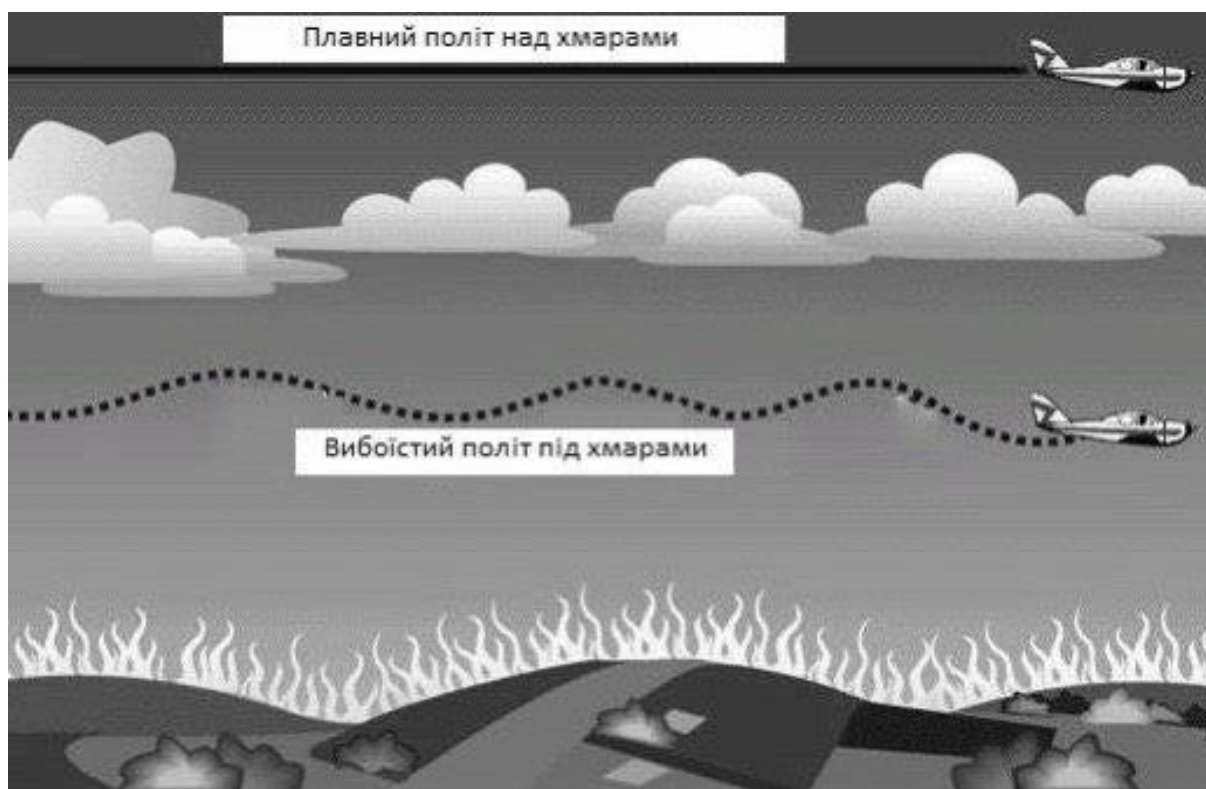


Рисунок 7.7 - Уникнення турбулентності, викликаній конвекційними струмами, летячи над рівнем хмари

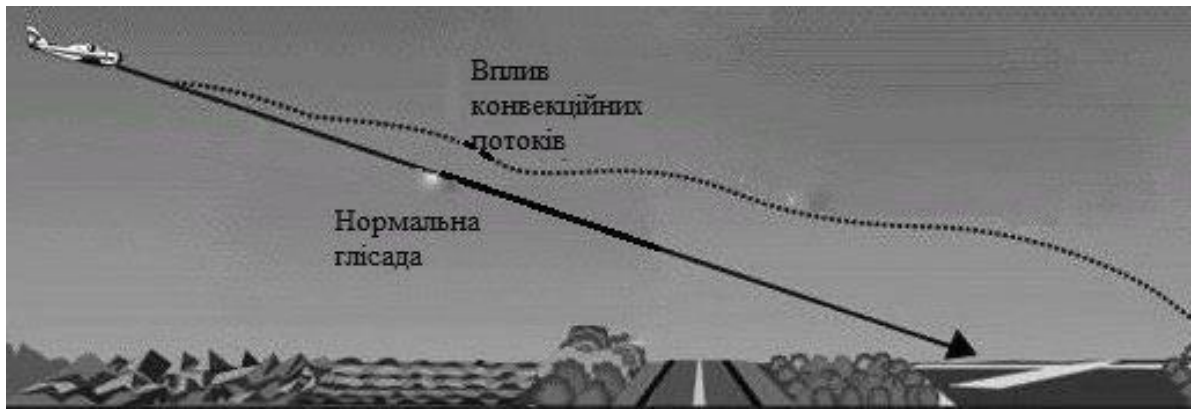


Рисунок 7.8 – Вплив різних видів місцевості на нормальну глісаду

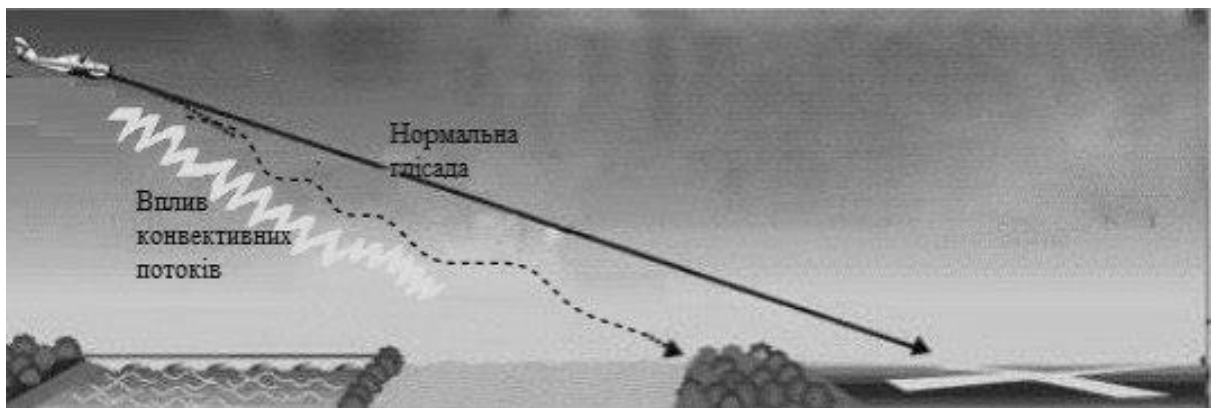


Рисунок 7.9– Завчасна посадка через несхідні потоки

Коли вітер проходить перешкоди, він «розпадається» на вихри - пориви з різкими змінами швидкості та напрямку - які можуть розходитись на певну відстані від перешкоди (Рисунок 7.10). Пілот, що пролітає через таку турбулентність, повинен передбачити невдалий і нестійкий політ, який може виникнути. Ця турбулентність - інтенсивність якої залежить від розміру перешкоди та швидкості вітру - може становити серйозну небезпеку під час зльоту та посадки.

Наприклад, під час посадки це може призвести до «падіння літака». під час зльоту це може призвести до того, що літак не зможе набрати достатню висоту. Будь-які посадки або злети, які здійснюються в умовах поривів, повинні здійснюватися з більшою швидкістю, щоб забезпечити належний контроль під час таких умов.

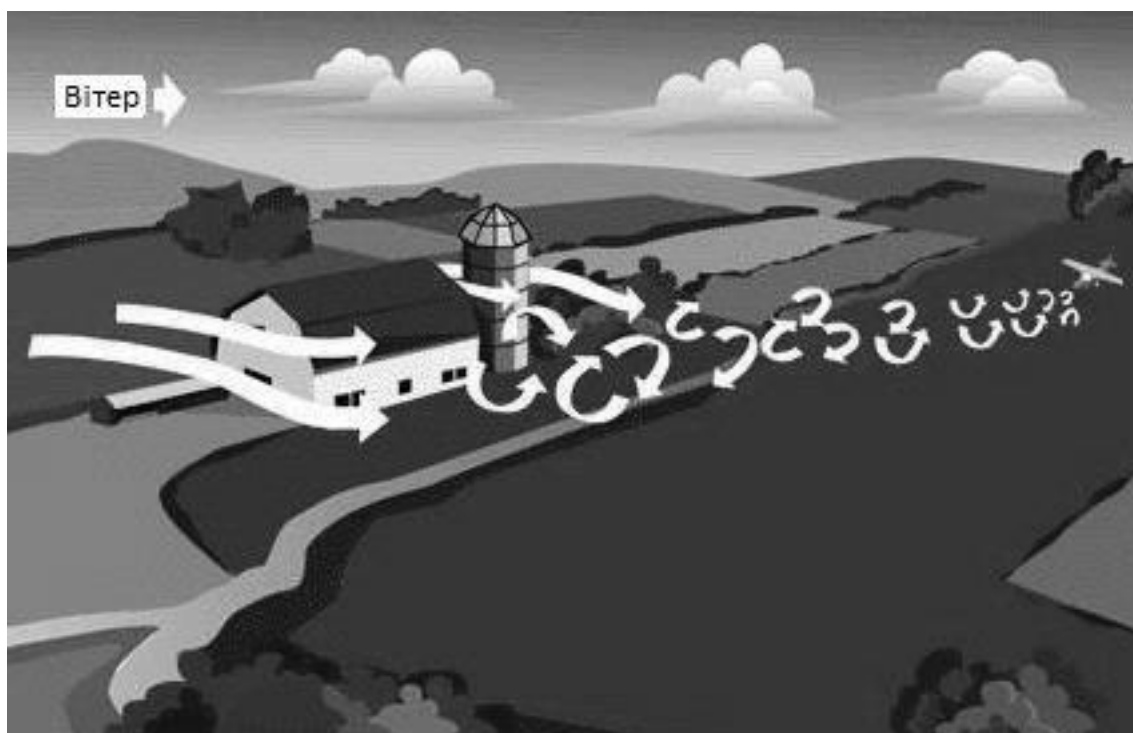


Рисунок 7.10 – Вітер проходить перешкоду

Ця ж умова помітніша там, де задіяні більші перешкоди, такі як обриви чи гори (Рисунок 7.11). Вітер, який дує з надвітряної сторони, є відносно плавним, і його висхідний струм допомагає літаку пролетіти над вершиною. Вітер з підвітряної сторони, слідуючи за контуром місцевості, безумовно протікає вниз зі значною турбулентністю і, як правило, літаки вимушено будуть схилатись до гори.

Чим сильніший вітер, тим більш сильний тиск вниз, то ж пілот має заздалегідь набрати достатньо висоти. Якщо є сумніви щодо достатнього запасу висоти, то пілота має розвернутись і набрати більшу висоту.

Між пагорбами або горами, де є каньйони або вузькі долини, вітер відхиляється від ходу і його швидкість збільшується разом з потужністю турбулентності. Пілот, який пролітає над такою місцевістю, повинен бути пильним щодо зміни вітру, і особливо обережно, якщо потрібно здійснити посадку.

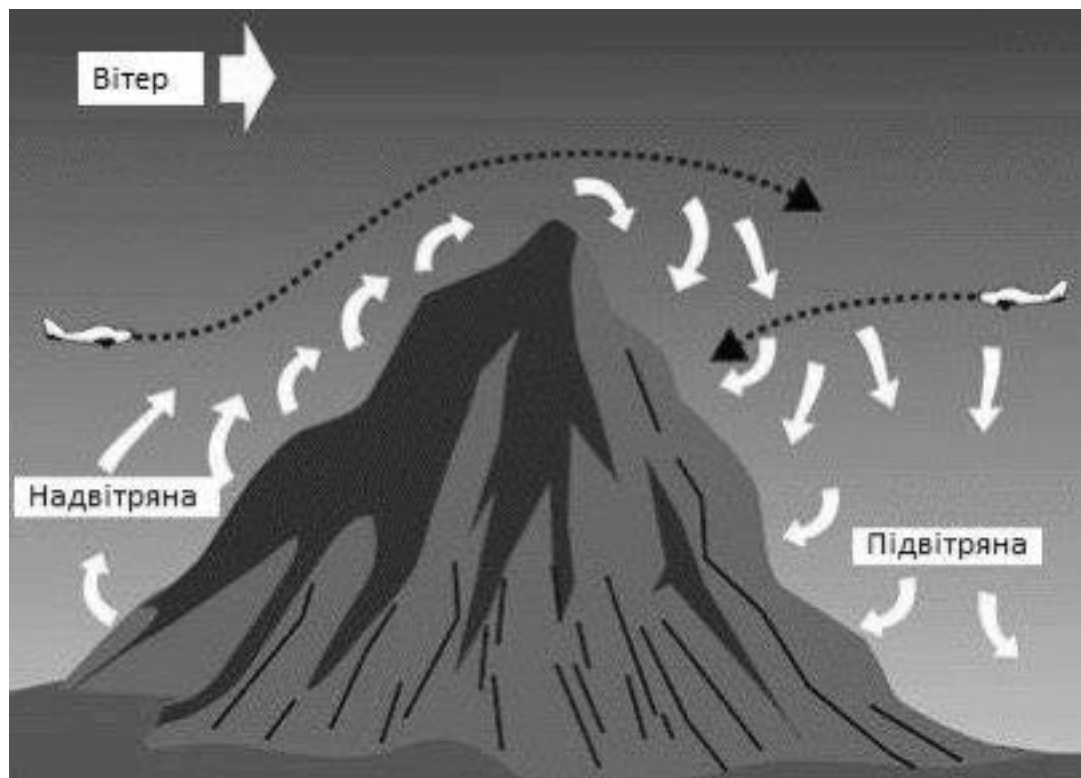


Рисунок 7.11 – Вплив вітру на політ літаку в горах

7.5 Аналіз методу системи стабілізації «дрижачого крила»

Відомо, що пасажир, який хоч раз перебував у зоні турбулентності під час польоту, точно знає, що конструкція літаків не є жорсткою. В деяких обставинах виникає, так званий, флаттер (від англ. flutter — дрижання, вібрація) — незатухаючі коливання елементів конструкції літального апарата, головним чином крила літака або несучого гвинта вертольота.

Як правило, виникає при досягненні деякої критичної швидкості польоту, яка визначається конструктивними характеристиками елементів літального апарата[12]. Для уникнення дискомфорту під час проходження такої зони світові лідери у авіаконструюванні розробили декілька рішень стабілізації літаку і ці рішення були розглянуті у розділі «Аналіз існуючих рішень». Також, існує дослідження Мартіна Васака "Modeling the Benchmark Active Control Technology Wind-Tunnel Model for Application to Flutter Suppression" [13]. Дане дослідження проходило за підтримки NASA і в ньому представляється фізична модель аеродинамічної труби крила, аеродинамічних сил на крилі і системи стабілізації

тремтіння. Система на вхід приймає бажані дані положення крила і намагається мінімізувати відхилення від бажаного кута.

Для аналізу методу потрібно виконати розрахунки динаміки літака.

Крило літака є прикладом аеросервопружної системи - воно поєднує динаміку системи управління з аеродинамічними, пружними та інерційними силами. Розглядається модель моделі аеродинамічної труби Benchmark Active Control Technology (BACT), має багато переваг порівнянно з численною моделлю.

Моделюється динаміка руху повітря, спочатку, прилад, який відповідає за тангаж і вертикальний рух та додається квазістійка аеродинамічна модель для прогнозування характеристик систем підйому (Рисунки 7.12, 7.13). Потім для обчислення підйому і моменту додається інформація про параметри крила, його форма площини (Рисунок 7.14) , середня аеродинамічна хорда, а також умови за яких буде експлуатуватись (висота та число Маха). Число Маха(Ma або M) – характеристичне число, що визначається відношенням характерних швидкостей для руху тіла в рідині чи газі до швидкості звуку на даній висоті.

Параметри у прикладах наведені нижче, взяті з офіційних досліджень NASA [14] .

Потрібно додати механізм зі зворотним зв'язком, який би приводив в дію управляючу поверхню крила, для зменшення дрижання крила і повернення стабільного положення.

7.5.1 Тестування моделі

Дана модель, схема якої зображена на рисунку , для тестування потрібно відкрити її за допомогою Matlab . Процес тестування відбувається для 16 випадків (4 значення висоти, 4 значення Маха) .

Для кожного випадку моделюється система компенсація тремтіння, яка представляє собою крило кероване системою , та аеродинамічні сили, що діють на крило внаслідок умов польоту. Модель також показує початкове відхилення

моменту нахилу крила, що викликає коливання куту нахилу. Якщо вона ефективна, система компенсації має експоненціально припинити дрижання. Визначаються позитивні піки коливання, будується експоненціальна крива відносно пікових даних і обчислюється коефіцієнт затухання нахилу як функція позитивного (або негативного) параметру кривої.

Відповідно до результатів, відбувається оцінка чи пройшов тест, чи ні. Якщо коефіцієнт затухання при відповідних умовах більше нуля, то даний випадок рахується пройденим. Після всіх етапів розрахунку представлено модель на рисунку 7.15.

Використавши дані з досліджень NASA отримано така кількість позитивно і негативно пройдених тестів (Рисунок 7.16).

На рисунку 7.17 , показна частину звіту з одним випадком, де число Маха 0.2 , висота 1000 футів і коефіцієнт затухання вийшов 0.0514, що є більше нуля і тест рахується пройденим успішно.

На рисунку 7.18 , розглянути випадок, де тест пройдений негативно

Потрібно провести експериментальні дослідження для визначеної передавальної функції (3.1).

У випадку з даними отриманими в роботі результатів (Рисунок 7.19), видно, що пройдених тестів менше, це означає, що з бажаним кутом відхилення 0 і заданими 4 умовами, за умов турбулентності, вплив турбулентності буде відчутним у літальному апараті.

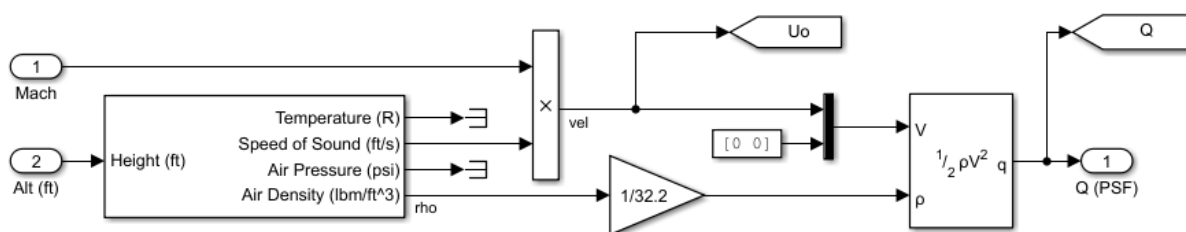


Рисунок 7.12 – Розрахунок динамічного тиску повітря

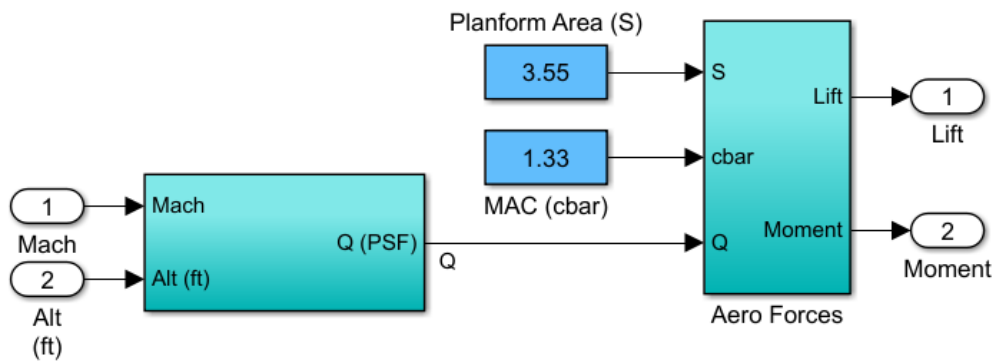


Рисунок 7.13– Аеродинамічний розрахунок сил

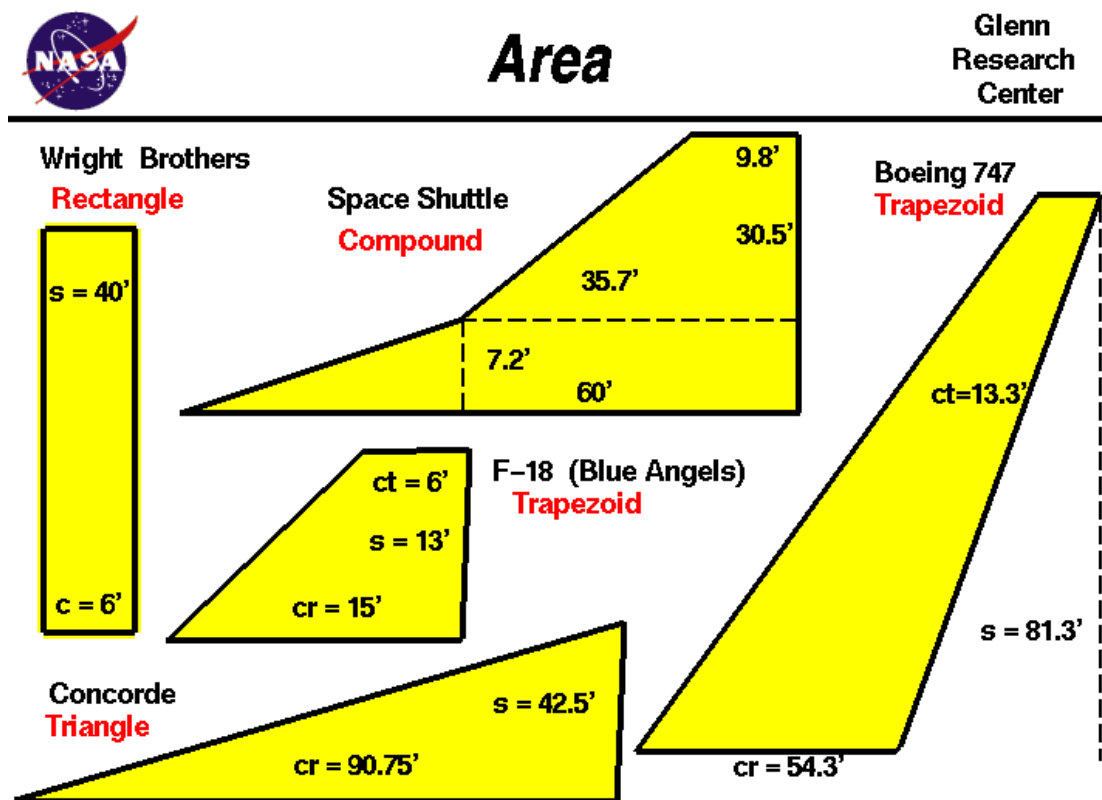


Рисунок 7.14 – Можливі форми крила [15]

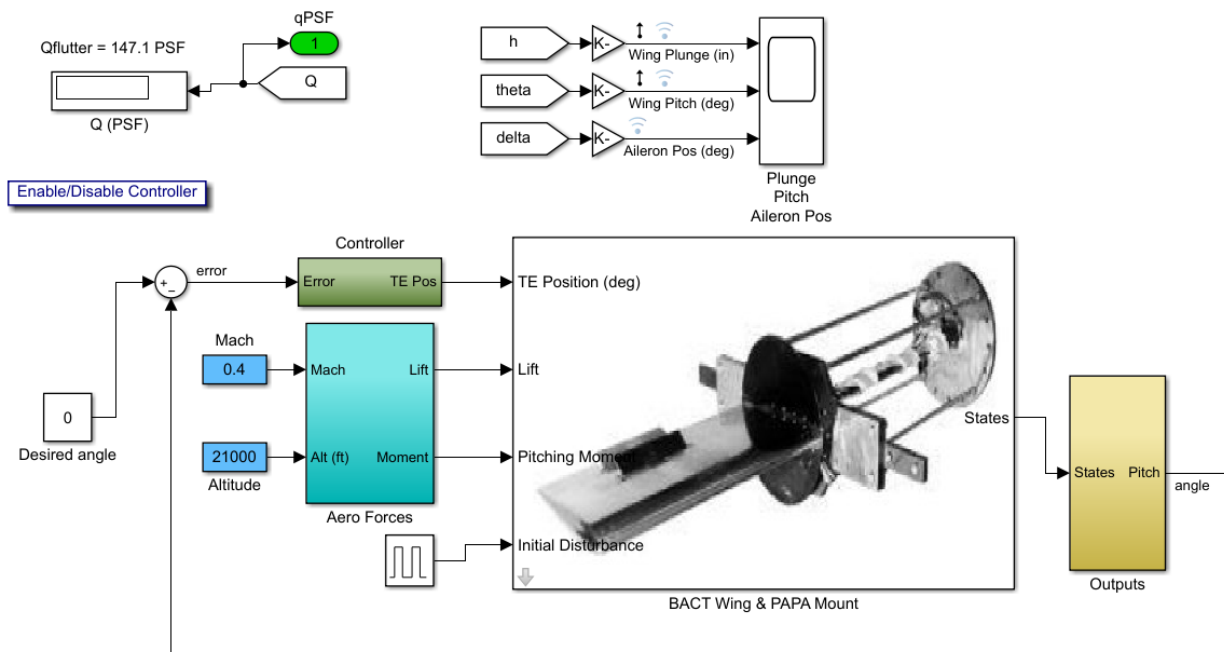


Рисунок 7.15 – Модель Matlab/Simulink стабілізації дрижання крила

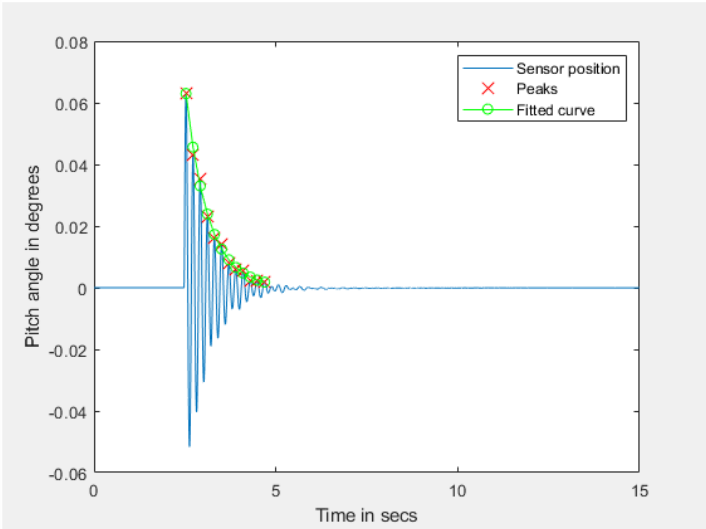
Flight Condition	Mach	Altitude (ft)	Damping Ratio	Pass/Fail
<u>1</u>	0.2000	1000	0.0514	Pass
<u>2</u>	0.2000	21000	0.0283	Pass
<u>3</u>	0.2000	41000	0.0127	Pass
<u>4</u>	0.2000	51000	0.0083	Pass
<u>5</u>	0.4000	1000	0.1262	Pass
<u>6</u>	0.4000	21000	0.0954	Pass
<u>7</u>	0.4000	41000	0.0422	Pass
<u>8</u>	0.4000	51000	0.0267	Pass
<u>9</u>	0.6000	1000	0.0853	Pass
<u>10</u>	0.6000	21000	0.1137	Pass
<u>11</u>	0.6000	41000	0.0828	Pass
<u>12</u>	0.6000	51000	0.0570	Pass
<u>13</u>	1	1000	-0.0638	Fail
<u>14</u>	1	21000	-0.0722	Fail
<u>15</u>	1	41000	0.1875	Pass
<u>16</u>	1	51000	0.1298	Pass

Рисунок 7.16 – Згенерована таблиця результатів

Flight Condition 1

Mach	Altitude(in ft)	Damping Ratio
0.2000	1000	0.0514

Figure 4.1. Plot of Pitch vs time for Flight condition 1



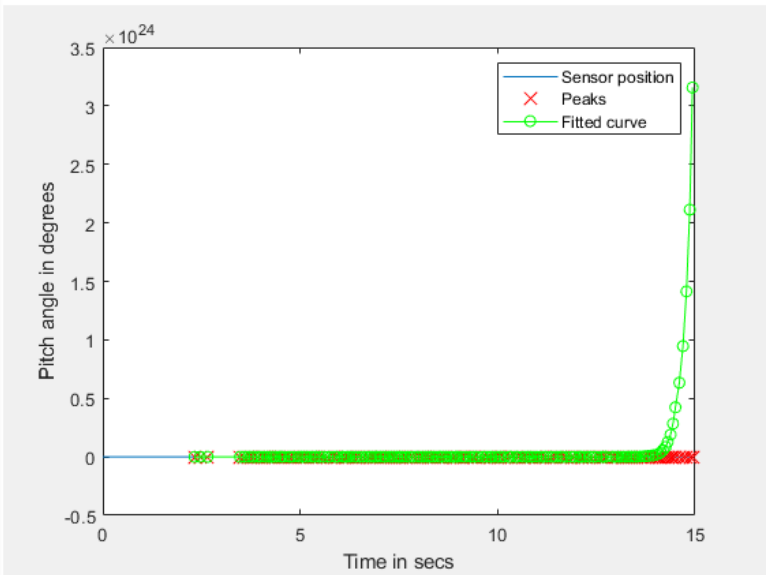
For test case 1, a Mach number of 0.2000 was chosen and the vehicle was flown at an altitude of 1000 feet. Under these flight conditions, the damping ratio was observed to be 0.0514, and since the value was greater than zero, the model meets the requirement, given this test condition. Hence, passed.

Рисунок 7.17 – Приклад позитивно пройденого тесту

Flight Condition 13

Mach	Altitude(in ft)	Damping Ratio
1	1000	-0.0638

Figure 4.13. Plot of Pitch vs time for Flight condition 13



For test case 13, a Mach number of 1 was chosen and the vehicle was flown at an altitude of 1000 feet. Under these flight conditions, the damping ratio was observed to be -0.0638, and since the value was less than zero, the model does not meet the requirement, given this test is condition. Hence, failed.

Рисунок 7.18 – Негативно пройдений випадок

Flight Condition	Mach	Altitude (ft)	Damping Ratio	Pass/Fail
<u>1</u>	0.2000	1000	0.0121	Pass
<u>2</u>	0.2000	21000	0.0072	Pass
<u>3</u>	0.2000	41000	0.0038	Pass
<u>4</u>	0.2000	51000	0.0027	Pass
<u>5</u>	0.4000	1000	-0.0352	Fail
<u>6</u>	0.4000	21000	0.0078	Pass
<u>7</u>	0.4000	41000	0.0061	Pass
<u>8</u>	0.4000	51000	0.0043	Pass
<u>9</u>	0.6000	1000	5.2203e-05	Pass
<u>10</u>	0.6000	21000	-0.0335	Fail
<u>11</u>	0.6000	41000	0.0062	Pass
<u>12</u>	0.6000	51000	0.0054	Pass
<u>13</u>	1	1000	1.1754e-04	Pass
<u>14</u>	1	21000	2.0903e-04	Pass
<u>15</u>	1	41000	-0.0297	Fail
<u>16</u>	1	51000	-0.0032	Fail

Test Statistics. The test passed for 12 of the 16 test cases (75 percent).

Рисунок 7.19 – Згенерована таблиця результатів

ВИСНОВКИ

У даному дипломному проекті розроблено систему стабілізації літака в умовах турбулентності. Розроблена структурна та функціональна схеми, розроблена цифрова математична модель, проведений аналіз стійкості та якості.

Для забезпечення вимог дипломного проекту синтезовано цифровий регулятор за методом бажаних передавальних функцій замкненої системи та ПД-регулятор, та обрано оптимальний, який забезпечує такі показники якості :

- перерегулювання 0%;
- час встановлення 1.9 с;
- час перехідного процесу 0.7 с ;
- помилка 0%.

Новизною дипломного проекту є узагальнення інформації стосовно класифікації аналізу причин появи турбулентності та умов стабілізації турбулентності під час виконання польоту .

У дипломному проекті виконана реалізація розробленого цифрового регулятора та наведено приклад стабілізації турбулентності за методом дрижання крила.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Статистика авиакатастроф или оцениваем вероятность крушения самолета [Электронный ресурс] Доступ : <https://letaem-bez-straha.ru/knowledge/bezopasnost-samoleta-i-rassledovanie-aviakatastrof/>
2. Разработка петербургских ученых матрицы актуаторов [Электронный ресурс] Доступ : <https://nauka.tass.ru/nauka/4972491>
3. JAXA, Boeing to test 'invisible' turbulence detector <https://asia.nikkei.com/Business/Biotechnology/JAXA-Boeing-to-test-invisible-turbulence-detector>
4. Gust Alleviation Control using Prior Gust Information: Wind Tunnel Test Results [Электронный ресурс]: Доступ: <https://reader.elsevier.com/reader/sd/pii/S2405896319310730?token=6B176D38A66E172A2F547511793EAC5BFEC555EB64943597826DFB7383E957BB59D8FB9D4AADF88B5A3D51E3205D409C>
5. Сервопривод [Электронный ресурс]: Доступ: <https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%A1%D0%B5%D1%80%D0%B2%D0%BE%D0%BF%D1%80%D0%B8%D0%B2%D0%BE%D0%B4>
6. Петунин В.И. Синтез законов управления канала тангажа автопилота / Петунин В.И. // Вестник УГАТУ. Управление, ВТ и И. Системный анализ, управление и обработка информации. – УГАТУ, 2007. - №2(20) – С.25-31
7. Боднер, В.А. Системы управления летательными аппаратами / В. А. Боднер. М. : Машиностроение, 1973. 506с
8. Михалев, И.А. Системы автоматического управления самолетом / И. А. Михалев, Б. Н. Окоемов, М. С. Чикулаев. М. : Машиностроение, 1987. 240с.
9. Дорф Р. Современные системы управления : пер. с англ. / Дорф Р. , Бишоп Р. – М. : Лаборатория Базовых Знаний Юнимедиастайл, 2002 – 832с.
10. Репнікова Н.Б. Теорія автоматичного керування: класика і сучасність: підруч. / Н.Б. Репнікова. – К. : НТУУ «КПІ», 2011. – 328 с.

11. Підвітряні хмари [Електронний ресурс]: Доступ:
https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%9F%D1%96%D0%B4%D0%B2%D1%96%D1%82%D1%80%D1%8F%D0%BD%D1%96_%D1%85%D0%B2%D0%B8%D0%B%D1%96

12. Флаттер [Електронний доступ] Доступ :
[https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%A4%D0%BB%D0%B0%D1%82%D1%82%D0%B5%D1%80_\(%D0%B0%D0%B2%D1%96%D0%B0%D1%86%D1%96%D1%8F\)](https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%A4%D0%BB%D0%B0%D1%82%D1%82%D0%B5%D1%80_(%D0%B0%D0%B2%D1%96%D0%B0%D1%86%D1%96%D1%8F))

13. "Modeling the Benchmark Active Control Technology Wind-Tunnel Model for Application to Flutter Suppression"
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19980203955.pdf>

14. Measurements of Flow Turbulence in the NASA Langley Transonic Dynamics Tunnel
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20050110221.pdf>

15. Wing Area [Електронний доступ] Доступ :
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/area.html>